

การออกแบบอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงขึ้นลงทางดิ่งสำหรับขนส่ง  
อุปกรณ์ทางการแพทย์



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต  
สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกลและระบบกระบวนการ  
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี  
ปีการศึกษา 2559

**DESIGN OF FIXED WING VTOL UNMANNED  
AERIAL VEHICLE FOR MEDICAL  
EQUIPMENT TRANSPORT**

**Watcharapol Saengphet**



**A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements for the  
Degree of Master of Engineering in Mechanical  
and Process System Engineering  
Suranaree University of Technology  
Academic Year 2016**

การออกแบบอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงขึ้นลงทางดิ่งสำหรับขนส่ง  
อุปกรณ์ทางการแพทย์

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้นับวิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา  
ตามหลักสูตรปริญญาวิทยาศาสตรบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์



(ผศ. ดร.กิริติ สุกักษ์)

ประธานกรรมการ



(อ. ดร.ชโลธร ธรรมแท้)

กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)



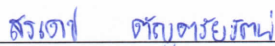
(รศ. ดร.จิระพล ศรีเสรีภูผล)

กรรมการ



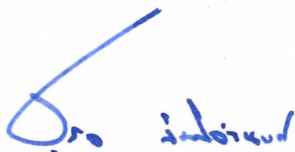
(ผศ. ดร.ชินภัทร ทิพย์ไธยาส)

กรรมการ



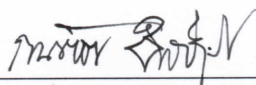
(อ. ดร.สุรเดช ตัญตรัยรัตน์)

กรรมการ



(ศ. ดร.สุกิจ ลิ้มปิงานงค์)

รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการและนวัตกรรม



(รศ. ร.อ. ดร.กนต์ธร ชำนิประศาสน์)

คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์

วัชรพล แสงเพชร : การออกแบบอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงขึ้นลงทางดิ่งสำหรับ  
ขนส่งอุปกรณ์ทางการแพทย์ (DESIGN OF FIXED WING VTOL UNMANNED AERIAL  
VEHICLE FOR MEDICAL EQUIPMENT TRANSPORT) อาจารย์ที่ปรึกษา :  
อาจารย์ ดร.ชโลธร ธรรมแท้, 174 หน้า

งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อออกแบบอากาศยานไร้คนขับสำหรับขนส่งอุปกรณ์  
ทางการแพทย์ จุดเด่นของอากาศยานคือเป็นอากาศยานแบบผสมระหว่างอากาศยานปีกตรึง  
และอากาศยานหลายใบพัด จึงสามารถบินได้อย่างอากาศยานปีกตรึงโดยไม่ต้องใช้ทางวิ่ง ทำให้  
เข้าถึงเป้าหมายได้รวดเร็วและขึ้นลงทางดิ่งได้ในพื้นที่จำกัด รูปแบบของอากาศยานคือปีกบิน  
ปราศจากชุดพวงหางเพื่อให้มีเสถียรภาพขณะขึ้นลงทางดิ่งและง่ายต่อการซ่อมบำรุง ซึ่งเป็นไปตาม  
ความต้องการของสถาบันการแพทย์ฉุกเฉิน

กระบวนการออกแบบเริ่มจากการประมาณแรงต้านทั้งในส่วนของอากาศยานปีกตรึง  
และแรงต้านที่เพิ่มขึ้นจากอากาศยานหลายใบพัด เพื่อหาขนาดของแบตเตอรี่ที่ให้ความจุเพียงพอ  
ตลอดภารกิจด้วยวิธีกำลังไฟฟ้าคงที่และแรงดันไฟฟ้าคงที่ การประมาณน้ำหนักรวมของอากาศยาน  
การเลือกแผนอากาศที่เหมาะสม การวางแผนการใช้พลังงาน การวิเคราะห์เสถียรภาพ  
รวมถึงการเลือกระบบขับเคลื่อนอากาศยาน ทั้งระบบอากาศยานปีกตรึงและระบบขึ้นลงทางดิ่ง  
อากาศยานต้นแบบถูกสร้างขึ้นเพื่อเปรียบเทียบผลในส่วนของสมรรถนะการบิน การใช้พลังงาน  
ในรูปแบบต่างๆและทำการวิเคราะห์และปรับปรุงแบบ อากาศยานที่เหมาะสมเป็นอากาศยานที่มี  
ระบบขึ้นลงทางดิ่งด้วยมอเตอร์ 8 ตัวจัดเรียงแบบเอ็กซ์และมอเตอร์แบบขับหลัง 1 ตัวสำหรับระบบ  
อากาศยานปีกตรึง อากาศยานใช้แผนอากาศชนิด S5010 ความยาวปีก 2.45 เมตร มุมลู่วิ่ง 25 องศา  
บรรทุกสัมภาระน้ำหนัก 1.4 กิโลกรัม น้ำหนักรวมขึ้นบิน 7.6 กิโลกรัม ระยะทางบินไปและกลับรวม  
10 กิโลเมตร เวลาที่ใช้ในภารกิจ 10 นาที จากการทดสอบพบว่าอากาศยานสามารถทำปฏิบัติการได้  
ตามแผนภารกิจโดยมีพลังงานเพียงพอและมีสมรรถนะทางการบินเป็นไปตามวัตถุประสงค์  
ผลการวิจัยนี้ทำให้สามารถรวบรวมปัญหาต่างๆที่เกิดขึ้นและแนวทางการแก้ไขเพื่อการออกแบบ  
ทดสอบและปรับปรุงอากาศยานชนิดใหม่นี้ให้ปลอดภัยและมีสมรรถนะทางการบินที่ดียิ่งขึ้น



WATCHARAPOL SAENGPHEET : DESIGN OF FIXED WING VTOL  
UNMANNED AERIAL VEHICLE FOR MEDICAL EQUIPMENT  
TRANSPORT. THESIS ADVISOR : CHALOTHORN THUMTAE, Ph.D.,  
174 PP.

AIRCRAFT DESIGN/HYBRID UAV/VTOL/BATTERY-POWERED/MEDICAL  
EQUIPMENT TRANSPORT

This research presents the design of fixed wing battery-powered UAV, designed to carry medical equipment. This UAV has abilities not only to takeoff, landing or hover as multicopter aircraft but also to cruise similar to the fixed wing aircraft leads to reach the high speed and endurance. The UAV has flying wing configuration to improve takeoff and landing controllability and maintainability. Design process was initiated by estimating the drag due to fixed wing and multicopter system, maximum takeoff weight, airfoil selection, energy management, stability analysis, propulsion components selection both fixed wing and VTOL system. The prototype was built to evaluate the flight performance, energy consumption and transition maneuver. UAV has 8 motors in X configuration for VTOL system and 1 motor pusher. Wing airfoil is S5010, 2.45 m of wingspan, 25 degree of sweep angle, 1.4 kg of payload, 7.6 kg of MTOW, 10 minutes for mission time and total distance travelled is 10 km.

School of Mechanical Engineering

Academic Year 2016

Student's Signature

Advisor's Signature

## กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์เล่มนี้สำเร็จลุล่วงด้วยดี ทั้งนี้ผู้วิจัยขอขอบพระคุณบุคคลและหน่วยงานต่างๆ ที่ให้คำปรึกษา แนะนำ ชี้แนะแนวทางและให้ความช่วยเหลืออย่างดีเสมอมา ได้แก่

อาจารย์ ดร.ชโลธร ธรรมแท้ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ที่ให้โอกาสทางการศึกษาระดับบัณฑิตศึกษา ให้คำแนะนำ ปรึกษาและแก้ปัญหาที่เกิดขึ้นโดยตลอด รวมทั้งช่วยตรวจทานแก้ไขวิทยานิพนธ์เล่มนี้จนเสร็จสมบูรณ์

อาจารย์ ดร.สุรเดช ตันตรัยรัตน์ อาจารย์ประจำหลักสูตรวิศวกรรมอากาศยาน ที่ให้คำปรึกษาที่เป็นประโยชน์ต่องานวิจัย

ครู-อาจารย์ในอดีตทุกท่านที่ได้ประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้ ทั้งในทางวิทยาศาสตร์ และสังคมศาสตร์ ส่งผลให้ผู้วิจัยสามารถนำความรู้เหล่านี้มาต่อยอดในงานวิจัยจนประสบผลสำเร็จ

คุณสารินทร์ นาสพัฒน์ ที่เสียสละแรงกายและเวลา ช่วยผู้วิจัยในการทำการบินทดสอบอากาศยานและให้คำปรึกษาในทางเทคนิคมาโดยตลอด

คุณชัยวัฒน์ มโนธรรม ที่เสียสละแรงกายและเวลา ให้คำปรึกษาและช่วยผู้วิจัยในการสร้างอากาศยานต้นแบบจนสำเร็จ

ชมรมการบิน มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ที่เอื้อเฟื้อสถานที่ให้ผู้วิจัยได้ทำการสร้างและทดสอบอากาศยาน รวมถึงอุปกรณ์และเครื่องมือต่างๆ สำหรับงานวิจัย

ขอขอบคุณรุ่นพี่ รุ่นน้องอื่นๆ ที่ไม่ได้กล่าวชื่อ ทั้งการช่วยเหลือโดยตรงและโดยอ้อม ให้ข้าพเจ้าสามารถทำงานวิจัยนี้จนสำเร็จลุล่วงด้วยดี

สุดท้ายนี้ขอกราบขอบพระคุณบิดา มารดา ที่ให้การอุปการะอบรมเลี้ยงดู ผลักดันและส่งเสริมการศึกษา รวมถึงเป็นกำลังใจที่สำคัญในการฝ่าฟันอุปสรรคที่เกิดขึ้น จนสำเร็จการศึกษา

วัชรพล แสงเพชร

## สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ (ภาษาไทย) .....	ก
บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ) .....	ข
กิตติกรรมประกาศ .....	ค
สารบัญ .....	ง
สารบัญตาราง .....	ช
สารบัญรูป .....	ญ
<b>บทที่</b>	
<b>1 บทนำ .....</b>	<b>1</b>
1.1 ความสำคัญและที่มาของปัญหา .....	1
1.2 วัตถุประสงค์ .....	3
1.3 ขอบเขตของการวิจัย .....	3
1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ .....	3
<b>2 พัฒนัวรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง .....</b>	<b>4</b>
2.1 ความหมายและกฎหมายที่เกี่ยวข้องกับอากาศยาน ไร้คนบิน .....	4
2.2 แผนการออกแบบอากาศยาน .....	7
2.3 ระบบควบคุมอากาศยาน ไร้คนบินอัตโนมัติ .....	8
2.4 อากาศยานที่มีระบบคล้ายคลึง .....	11
2.5 แผนอากาศ .....	13
2.6 แผนอากาศสำหรับอากาศยานไร้หาง (ปีกบิน) .....	15
2.7 ปีกของอากาศยาน .....	16
2.8 แรงดันทางอากาศพลศาสตร์ .....	22
2.9 เสถียรภาพของอากาศยาน .....	30
2.10 โปรแกรมช่วยในการออกแบบ .....	33

## สารบัญ (ต่อ)

### หน้า

2.11 การประมาณน้ำหนักแบตเตอรี่ .....	34
2.12 กำลังขับของอากาศยานปีกหมุน .....	36
2.13 ใบพัดคู่ร่วมแกน.....	39
2.14 ระบบขับเคลื่อน .....	41
2.15 การเลือกระบบขับเคลื่อน.....	42
2.16 การคำนวณเวลาบินของมัลติโรเตอร์ ใบพัดด้วย 6 eCalc .....	42
<b>3 วิธีดำเนินงานวิจัย.....</b>	<b>44</b>
3.1 การออกแบบเบื้องต้น .....	45
3.2 การเลือกแผนอากาศและรูปทรงของปีก .....	60
3.3 เสถียรภาพของอากาศยาน .....	65
3.4 การเลือกระบบขับเคลื่อน .....	67
3.5 การสร้างอากาศยานต้นแบบ .....	67
3.6 อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์การบิน .....	67
3.7 การทดสอบอากาศยาน .....	68
3.8 วิธีการเปลี่ยนโหมดการบิน .....	68
<b>4 การออกแบบอากาศยาน .....</b>	<b>72</b>
4.1 ผลการออกแบบ .....	72
4.1.1 แรงต้าน .....	72
4.1.2 พื้นที่ออกแบบอากาศยาน .....	73
4.1.3 น้ำหนักแบตเตอรี่ .....	74
4.1.4 แรงขับและกำลังของระบบขับเคลื่อนอากาศยาน .....	75
4.1.5 พลังงานไฟฟ้า.....	78
4.1.6 การจัดการพลังงานของอากาศยาน .....	81
4.1.7 แผนอากาศ .....	82
4.1.8 รูปทรงของปีก .....	89

## สารบัญ (ต่อ)

### หน้า

4.1.9 การเปรียบเทียบแรงต้านระหว่างการออกแบบเบื้องต้นและ โปรแกรม XFLR5..	103
4.1.10 ระบบขับเคลื่อนอากาศยาน.....	104
4.1.11 สรุปผลการออกแบบ .....	105
4.2 การสร้างต้นแบบอากาศยาน .....	106
4.2.1 แบบอากาศยาน .....	106
4.2.2 โครงสร้างอากาศยาน.....	107
4.2.3 ระบบขับเคลื่อน .....	109
4.2.4 การเปรียบเทียบระหว่างการออกแบบและสร้างจริง .....	113
<b>5 การทดสอบอากาศยาน.....</b>	<b>116</b>
5.1 การทดสอบในโหมคอากาศยานปีกตรึงแบบไม่ติดตั้งระบบขึ้นทางดิ่ง.....	116
5.1.1 การปรับปรุงระบบควบคุมท่าทางการบินของอากาศยานปีกตรึง .....	117
5.1.2 การบินทดสอบภายหลังการปรับปรุงระบบควบคุมแบบ Gain scheduled .....	119
5.2 การทดสอบในโหมคในโหมคอากาศยานหลายใบพัด .....	120
5.3 การปรับปรุงอากาศยานหลังการทดสอบ .....	121
5.3.1 น้ำหนักของอากาศยานภายหลังการปรับปรุง .....	122
5.3.2 โมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานภายหลังการปรับปรุง.....	124
5.3.3 แรงต้านของอากาศยานภายหลังการปรับปรุง.....	125
5.3.4 สมรรถนะทางการบินของอากาศยานภายหลังการปรับปรุง .....	127
5.4 การทดสอบภายหลังการปรับปรุง .....	127
5.4.1 การทดสอบในโหมคอากาศยานหลายใบพัด .....	126
5.4.2 การทดสอบเปลี่ยนโหมคการบิน .....	129
5.4.3 การทดสอบในโหมคอากาศยานปีกตรึงภายหลังติดตั้งระบบขึ้นทางดิ่ง .....	131
5.5 การประเมินการใช้พลังงานของอากาศยาน.....	137
5.5.1 พลังที่ใช้ในแต่ละช่วงการบินจากการทดสอบ .....	135

## สารบัญ (ต่อ)

### หน้า

5.5.2 พลังงานที่ต้องการรวมทั้งหมด .....	136
5.5.3 พลังงานที่น้อยที่สุดที่สามารถบินกลับฐาน .....	137
5.5.4 ความสัมพันธ์ระหว่างความสูงที่ขึ้นทางดิ่งและพลังงานช่วงเข้าสู่เป้าหมาย.....	137
5.5.5 สัดส่วนการใช้พลังงานในแต่ละช่วงของการบิน .....	139
5.6 การเปรียบเทียบการใช้พลังงานระหว่างการออกแบบและการทดสอบ.....	142
6 สรุปผลและข้อเสนอแนะ.....	145
6.1 สรุปผลการวิจัย .....	145
6.2 ข้อเสนอแนะ .....	145
รายการอ้างอิง.....	146
ภาคผนวก	
ภาคผนวก ก. Equipment checklist และ Pre-flight checklist.....	151
ภาคผนวก ข. บทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างการศึกษา.....	154
ประวัติผู้เขียน .....	174



## สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1 การเปรียบเทียบคุณสมบัติระหว่างบอร์ด .....	10
2.2 ข้อมูลของอากาศยานไร้คนขับ (Ahmet Caner Kahvecioglu , 2014).....	11
2.3 ข้อมูลของอากาศยานหลายใบพัด (Mauro Gatti และคณะ, 2015) .....	12
3.1 พารามิเตอร์ที่สำคัญของอากาศยาน.....	47
3.2 Interference factor ของส่วนต่างๆ.....	53
3.3 พารามิเตอร์ของปีก .....	54
3.4 พารามิเตอร์ลำตัวและกล่องสัมภาระ.....	55
3.5 พารามิเตอร์ของมอเตอร์และใบพัดในการออกแบบเบื้องต้น .....	55
3.6 พารามิเตอร์ที่อื่นๆที่เกี่ยวข้อง.....	55
3.7 ประสิทธิภาพของระบบขับเคลื่อน .....	59
4.1 สัมประสิทธิ์แรงต้านในแต่ละชิ้นส่วน .....	73
4.2 พารามิเตอร์ที่สำคัญของการออกแบบ.....	74
4.3 กำลังไฟฟ้าที่ประมาณสำหรับช่วงต่างๆของระบบขึ้นลงทางดิ่ง.....	76
4.4 อัตราส่วนกำลังและแรงขับ .....	77
4.5 การเปรียบเทียบน้ำหนักในรูปแบบของอากาศยานปีกตรึง .....	77
4.6 การเปรียบเทียบน้ำหนักในรูปแบบของอากาศยานหลายใบพัด (6 ใบพัด).....	77
4.7 การประมาณการใช้กระแสไฟฟ้าเฉลี่ยในแต่ละโหมด .....	79
4.8 เกณฑ์การเลือกแผนอากาศ .....	82
4.9 การเปรียบเทียบแผนอากาศในช่วงการ Stall เมื่อ $Re=300,000$ .....	85
4.10 การเปรียบเทียบแผนอากาศในช่วงเดินทางกลับสู่ฐาน เมื่อ $C_l=0.84$ และ $Re=400,000$ .....	86
4.11 พารามิเตอร์ที่สำคัญของปีก.....	90
4.12 พารามิเตอร์ที่สำคัญของ Winglet.....	97
4.13 ขนาดพื้นผิวบังคับ.....	100

## สารบัญตาราง (ต่อ)

ตารางที่	หน้า
4.14 สัมประสิทธิ์แรงดันของทั้ง 2 วิธี .....	103
4.15 ขนาดในส่วนต่างๆของอากาศยาน .....	105
4.16 เปรียบเทียบมอเตอร์ OMA-3825-750 KV และ GT3526-870 KV .....	110
4.17 เปรียบเทียบระหว่างมอเตอร์ MN3510-700 KV และ MN 4010-670 KV .....	113
4.18 เปรียบเทียบน้ำหนักกระหว่างการออกแบบและสร้างจริงระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบ Y6 .....	114
4.19 น้ำหนักในแต่ละส่วนของอากาศยานใช้ระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบ Y6 .....	115
5.1 การเปลี่ยนแปลงในแต่ละชั้นส่วนอากาศยาน .....	123
5.2 การเปรียบเทียบน้ำหนักกระหว่างการออกแบบ Y6 และสร้างจริงแบบ X8 .....	123
5.3 โมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานก่อนและหลังการปรับปรุง.....	124
5.4 Stability derivative ของอากาศยาน .....	125
5.5 สัมประสิทธิ์แรงดันในแต่ละชั้นส่วนอากาศยาน .....	126
5.6 การเปลี่ยนแปลงภารกิจ.....	128
5.7 การใช้พลังงานสำหรับแผนปฏิบัติการ.....	140
5.8 การเปรียบเทียบการใช้กระแสไฟฟ้า.....	143

## สารบัญรูป

รูปที่

หน้า

1.1 ร้อยละของผู้ป่วยฉุกเฉินวิกฤตที่เริ่มได้รับปฏิบัติการฉุกเฉินภายใน 8 นาที .....	2
1.2 อากาศยานปีกตรึง (www.israelbizreg.com) และอากาศยานหลายใบพัด .....	3
2.1 อากาศยานไร้คนขับ TURAC (Ugur Ozde mir และคณะ, 2014).....	6
2.2 Tilt-Wing ในแบบขึ้นลงทางดิ่งและแบบบินเดินทาง (Kaan Taha ONER และคณะ, 2012).....	6
2.3 อากาศยานไร้คนขับ Arcturus JUMP (arcturus-uav, 2016).....	7
2.4 บอร์ดควบคุม Pixhawk (Pixhawk, 2016) .....	9
2.5 บอร์ดควบคุม APM2.6 (Ardupilot, 2016) .....	9
2.6 แสดงหน้าต่างควบคุมโปรแกรม Qgroundcontrol (Qgroundcontrol, 2016).....	11
2.7 อากาศยานไร้คนขับ DHL (ก) และ Google (ข).....	13
2.8 อากาศยานไร้คนขับ Delft (ก) และ Vayu (ข).....	13
2.9 ส่วนประกอบของแพนอากาศ (Mohammad Sadraey, 2013).....	14
2.10 การกระจายตัวของความดันเมื่อมุมปะทะต่างกัน (Mohammad Sadraey, 2013).....	14
2.11 สัมประสิทธิ์แรงยกโมเมนต์ แพนอากาศ Clark-Y (Michael S. Selig และคณะ, 1997) .....	15
2.12 ผลของการเปลี่ยนตำแหน่งของ Camber .....	16
2.13 การเปลี่ยนแปลงของ AR โดยที่พื้นที่ปีกเท่าเดิม (Mohammad Sadraey, 2013).....	18
2.14 แสดงเวกเตอร์ของความเร็วที่สัมพันธ์กับแรงยกและแรงต้าน (Dennis Trips, 2010) .....	18
2.15 การเปลี่ยนแปลงของ Lift slope เมื่อ AR ต่างกัน (Mohammad Sadraey, 2013).....	19
2.16 ผลของ Taper ratio ต่อรูปร่างของปีก (Mohammad Sadraey, 2013).....	20
2.17 ผลของ Taper ratio ต่อ Lift distribution (Mohammad Sadraey, 2013).....	21
2.18 อากาศยานแบบปีกบินที่มีมุมปีกคู่หลัง (Martin Hepperle, 2002) .....	21
2.19 ผลของ Taper ratio ต่อ Lift distribution (Mohammad Sadraey, 2013).....	21
2.20 การทำ Washout เพื่อสมดุลโมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วง .....	22
2.21 การกระจายตัวของแรงยกของปีกทั้ง 2 แบบ (Desktop Aeronautics, 2007) .....	22

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
2.22 แสดงองค์ประกอบของแรงต้าน (H.C.M. Veerman B.Sc., 2012) .....	22
2.23 ความสัมพันธ์ระหว่าง $C_f$ และ Re (Hoerner, 1965) .....	25
2.24 แสดงความสัมพันธ์ระหว่าง FF และ $t/c$ (Ohad Gur และคณะ, 2010) .....	26
2.25 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้าน (Dennis Trips, 2010) .....	28
2.26 สัมประสิทธิ์แรงต้านใบพัดที่ทดสอบโดย Hoerner (1965) .....	29
2.27 ใบพัด ME-109 (ME-109, 2016) .....	29
2.28 แกนในอากาศยาน .....	30
2.29 เสถียรภาพสถิตยของอากาศยาน .....	31
2.30 ความชันของ Pitching moment เมื่อมี Stability margin ต่างกัน (Michael V. Cook, 2007) .....	31
2.31 ตำแหน่งการวางจุดศูนย์ถ่วงที่แตกต่างกันระหว่างแผนอากาศที่มีโมเมนต์เป็นลบ (ก) และ โมเมนต์เป็นบวก (ข) (Martin Hepperle, 2002) .....	32
2.32 การสมดุลโมเมนต์สำหรับอากาศยานแบบปีกบิน (Dennis Trips, 2010) .....	33
2.33 การตั้งค่าการคำนวณทางอากาศพลศาสตร์ของแผนอากาศ CLARK Y .....	33
2.34 ผลการวิเคราะห์ปีกโดยใช้ทฤษฎี Vortex Lattice Method (VLM) ด้วยโปรแกรม XFLR5 .....	34
2.35 การเปลี่ยนแปลงของแรงดันไฟฟ้าในเซลล์ของแบตเตอรี่เมื่อถูกใช้งาน (Ferit Cakici, 2013) .....	35
2.36 ผลจากการทดสอบแบตเตอรี่ขนาด 5000 mAh เมื่อ $n=0.05$ (Lance W. Traub, 2016) .....	36
2.37 อากาศยานหลายใบพัดระบบขับเคลื่อนแบบใบพัดรวมแกน (Roman Czyba และคณะ, 2015) .....	40
2.38 จำลองการไหลผ่านใบพัดระบบขับเคลื่อนแบบใบพัดรวมแกน (Yao Lei และคณะ, 2012) .....	41
2.39 ระบบขับเคลื่อนด้วยพลังงานไฟฟ้า (Dale A. Lawrence และ Kamran Mohseni, 2005) .....	42
2.40 การคำนวณด้วย eCalc ของมอเตอร์แบบ 6 ใบพัด .....	43
3.1 แผนการออกแบบเบื้องต้น .....	44
3.2 ความต้องการในการสร้างอากาศยานโดยทั่วไป .....	45
3.3 แผนการทำภารกิจของอากาศยาน .....	46
3.4 แนวคิดในการออกแบบอากาศยาน .....	48
3.5 แผนผังการคำนวณน้ำหนักของอากาศยาน .....	49

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.6 กระบวนการประมาณน้ำหนักของแบตเตอรี่ .....	51
3.7 แผนการวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์.....	65
3.8 ตัวอย่างการตั้งค่าใน Direct Foil Analysis ของโปรแกรม XFLR5 .....	64
3.9 แสดงการใส่น้ำหนักในแต่ละจุด.....	65
3.10 กระบวนการสร้างอากาศยาน.....	69
3.11 อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ภายในอากาศยาน .....	69
3.12 แผนการทดสอบอากาศยานภาคพื้นและการบิน .....	70
3.13 การเปลี่ยนโหมดการบิน เมื่อคันเร่งระบบหลายใบพัดอยู่ที่ 60%.....	70
3.14 การเร่งของมอเตอร์ระหว่างเปลี่ยนโหมดการบิน เมื่อคันเร่งระบบหลายใบพัดเริ่มที่ 60% .....	71
4.1 สัดส่วนแรงต้านระหว่างระบบปีกตรึงและขึ้นลงทางดิ่ง .....	72
4.2 สัดส่วนแรงต้านในแต่ละชิ้นส่วน .....	73
4.3 พื้นที่ออกแบบอากาศยาน .....	74
4.4 ผลการทดสอบแบตเตอรี่ขนาด 5000 mAh (Lance W. Traub, 2016) .....	75
4.5 แรงขับที่อากาศยานต้องการในแต่ละความเร็ว.....	76
4.6 กำลังขับที่อากาศยานต้องการในแต่ละความเร็ว .....	76
4.7 กระแสไฟฟ้าในการบินระหว่างวิธีกำลังคงที่ (สีแดง) และแรงดันคงที่ (สีน้ำเงิน).....	78
4.8 แรงดันไฟฟ้าในช่วงต่างๆของการบิน.....	79
4.9 สัดส่วนเวลาในแต่ละช่วงของภารกิจ .....	80
4.10 สัดส่วนการใช้กระแสไฟฟ้าที่ใช้ในแต่ละช่วงของการบิน .....	80
4.11 สัดส่วนพลังงานไฟฟ้าที่ใช้ในแต่ละช่วงของการบิน .....	81
4.12 ความสัมพันธ์ระหว่างเวลาในการลอยตัว (Hover) และการบินวน (Loiter).....	82
4.13 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกที่ต้องการและมุมลู่วิ่งปีก โดยสมการที่ 3.44 และ 3.45 .....	83
4.14 แผนอากาศ Eppler 334.....	84
4.15 แผนอากาศ Fauvel 14% .....	84

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.16 แผนอากาศ S5010 .....	85
4.17 การเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกแผนอากาศในช่วงการ Stall เมื่อ $Re=300,000$ .....	86
4.18 เปรียบเทียบแผนอากาศในช่วงเดินทางกลับสู่ฐานและบินวน เมื่อ $C_l=0.84$ , $Re=400,000$ .....	87
4.19 การเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกในช่วงการเดินทางสู่เป้าหมาย เมื่อ $Re=500,000$ .....	87
4.20 การเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์โมเมนต์ในช่วงการเดินทางสู่เป้าหมาย เมื่อ $Re=500,000$ .....	88
4.21 การเปรียบเทียบอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านในช่วงเดินทางสู่เป้าหมาย เมื่อ $Re=500,000$ .....	88
4.22 ถนนในตรอก/ซอยที่ถนนสามารถวิ่งสวนกันได้ .....	89
4.23 การดูเข้าของสัมประสิทธิ์แรงยกเมื่อเพิ่มจำนวน Panel .....	90
4.24 การดูเข้าของสัมประสิทธิ์แรงยกเมื่อเพิ่มจำนวน Panel .....	91
4.25 ตัวอย่าง Panel และวิเคราะห์ด้วย Vortex Lattice Method โปรแกรม XFLR5 .....	91
4.26 ความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกและมุมปะทะของมุมลู่อหลัง 3 มุม .....	92
4.27 ความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์โมเมนต์ Pitch และสัมประสิทธิ์แรงยกของมุมลู่อหลัง .....	92
4.28 ความสัมพันธ์ระหว่างกำลังขับและความเร็วของมุมลู่อหลัง .....	93
4.29 ความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกและมุมปะทะของมุมลู่อหลัง 3 มุม .....	93
4.30 ความสัมพันธ์ระหว่างกำลังขับและความเร็วของมุมลู่อหลัง 3 มุม .....	94
4.31 ความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์โมเมนต์ Yaw และความเร็วของมุมลู่อหลัง 3 มุม .....	94
4.32 การกระจายตัวของสัมประสิทธิ์แรงยกบนปีกระหว่างมุมลู่อหลัง 20 และ 30 องศา .....	95
4.33 การติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบ Y (ก) และแบบ X (ข) ที่มีจุดบังคับปีกที่ใบพัดหลัง .....	96
4.34 การติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบ Y ของมุมลู่อหลัง 25 องศา (ก) และ 30 องศา (ข) .....	96
4.35 ลักษณะของการไม่ติดตั้งและติดตั้ง Winglet .....	97
4.36 การเปรียบเทียบแรงต้านเนื่องจากความหนืดของการติดตั้งและไม่ติดตั้ง Winglet .....	98
4.37 การเปรียบเทียบแรงต้านเนื่องจากแรงยกของการติดตั้งและไม่ติดตั้ง Winglet .....	98
4.38 การเปรียบเทียบแรงต้านรวมของการติดตั้งและไม่ติดตั้ง Winglet .....	99
4.39 การเปรียบเทียบ Directional stability ระหว่างการติดตั้งและไม่ติดตั้ง Winglet .....	99
4.40 การเปรียบเทียบระหว่างที่ $\sigma = 2\% 5\% 7.5\%$ และ $10\%$ ตามลำดับ .....	100



## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.41 การเปรียบเทียบระหว่างความชันของสัมประสิทธิ์โมเมนต์ที่ $\sigma=7.5\%$ ตามลำดับ .....	101
4.42 กำลังขับอากาศยานระหว่างปีกที่มีและไม่มีกรปรับทริม -1.5 องศา เมื่อ $\sigma=7.5\%$ .....	101
4.43 อัตราการเปลี่ยนแปลง Rolling moment coefficient ต่อมุม Sideslip .....	102
4.44 อัตราการเปลี่ยนแปลง Yawing moment coefficient ต่อมุม Sideslip .....	102
4.45 การเปรียบเทียบแรงต้านแบบ Induced ของอากาศยานที่มีมุมลู่อหลังเท่ากับ 25 องศา .....	103
4.46 อากาศยานในมุมมองจากด้านหน้า (ก) และด้านขวา (ข) .....	106
4.47 อากาศยานในมุมมองจากด้านบน (ก) และไอโซเมทริก (ข) .....	106
4.48 ขนาดต่างๆที่สำคัญของอากาศยาน .....	107
4.49 แสดงทิศทางการหมุนของใบพัดแบบ Y6B .....	107
4.50 การตัดไม้ด้วยเครื่อง CNC Laser cut .....	108
4.51 ปีกที่ทำจากโฟมที่แบ่งเป็น 3 ส่วนและถูกตัดโดยลวดร้อน .....	108
4.52 จุดเชื่อมต่อระหว่าง Wing spar และลำตัวอากาศยาน .....	109
4.53 จุดเชื่อมต่อระหว่างแขนมอเตอร์ Y6 และลำตัวอากาศยาน .....	109
4.54 แบตเตอรี่หือ YPG ขนาด 5200 มิลลิแอมป์ชั่วโมง 4 เซลล์อนุกรม .....	110
4.55 ESC หือ Hobbywing ขนาด 100 แอมป์ และใบพัด APC 13x8 นิ้ว .....	111
4.56 การทดสอบการกินกระแสของมอเตอร์ EMAX GT3526-870 KV และใบพัด 14x7 .....	111
4.57 ESC Hobbywing X-rotor (ก) และใบพัด Gemfan 14x5.5 (ข) .....	112
4.58 ผลจากโปรแกรม eCalc สำหรับมอเตอร์ T-motor MN3510-700 KV .....	112
4.59 ประกอบปีกเข้ากับลำตัวอากาศยานและหุ้มผิวด้วยสติกเกอร์ .....	114
4.60 อากาศยานที่ติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบ Y6 .....	114
5.1 การขึ้นด้วยวิธี Hand launch (ก) ภาพถ่ายจากบนอากาศยาน (ข) .....	117
5.2 การตอบสนองของการควบคุมมุม Pitch ที่ความเร็ว 15 (ก) และ 20 (ข) เมตรต่อวินาที .....	117
5.3 วิธีการทำงานของระบบควบคุมแบบ Gain scheduled .....	118
5.4 การทดสอบระบบควบคุมแบบ Gain scheduled โดย Hardware in the Loop .....	118
5.5 การตอบสนองของการควบคุมมุม Pitch ที่ความเร็ว 20 (ก) และ 25 (ข) เมตรต่อวินาที .....	119

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
5.6 ความสัมพันธ์ระหว่างแกน Proportional และความเร็วของการควบคุม pitch และ roll .....	119
5.7 วิธีการทำงานของระบบควบคุมแบบ Gain scheduled .....	120
5.8 สัญญาณ PWM ระหว่างตัวที่หมุนตามเข็มนาฬิกา (แดง) และทวนเข็มนาฬิกา (น้ำเงิน) .....	121
5.9 แสดงระยะห่างของการติดตั้งมอเตอร์ระบบหลายใบพัด .....	121
5.10 ภาพอากาศยานภายหลังการปรับปรุงเป็นแบบ X8.....	122
5.11 แสดงทิศทางการหมุนของใบพัดแบบ X8.....	122
5.12 สัดส่วนร้อยละน้ำหนักในแต่ละระบบของอากาศยานแบบ X8 น้ำหนักรวม 7.6 กิโลกรัม ...	123
5.13 เปรียบเทียบน้ำหนักของอากาศยานจากการออกแบบ Y6 การสร้าง Y6 และการสร้าง X8 ....	124
5.14 แรงขับที่อากาศยานต้องการในแต่ละความเร็วก่อน (Y6) และหลังการปรับปรุง (X8).....	126
5.15 กำลังขับที่อากาศยานต้องการในแต่ละความเร็วก่อน (Y6) และหลังการปรับปรุง (X8) .....	126
5.16 การเปรียบเทียบระหว่างมุมปะทะและความเร็วในช่วงการ Stall, Cruiseback และ Cruise...	128
5.17 การทดสอบในโหมคอากาศยานหลายใบพัดด้วยระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบ X8.....	129
5.18 การตอบสนองในการ Roll.....	129
5.19 กระแสไฟฟ้าจากการทดสอบขึ้นทางดิ่งที่ความเร็ว 3 เมตรต่อวินาที .....	130
5.20 กระแสไฟฟ้าจากการทดสอบลงทางดิ่งที่ความเร็ว 2.5 เมตรต่อวินาที .....	130
5.21 กระแสและแรงดันไฟฟ้าในการทดสอบลอยตัวในอากาศ .....	131
5.22 อากาศยานระหว่างการทดสอบ.....	132
5.23 มุม Yaw ของอากาศยานขณะทดสอบการเปลี่ยนโหมคที่คันเร่งสูงสุด 100 %.....	132
5.24 ความเร็วของอากาศยานและเปอร์เซ็นต์เร่งมอเตอร์ระหว่างทดสอบเปลี่ยนโหมคการบิน....	133
5.25 แสดงการเปลี่ยนแปลงของกระแสไฟฟ้าที่ใช้งานและการทำงานของมอเตอร์ปีกติ่ง.....	133
5.26 อากาศยานระหว่างการทดสอบ.....	134
5.27 การใช้กระแสไฟฟ้าขณะไต่ระดับ.....	135
5.28 ความเร็วอากาศยานและกระแสไฟฟ้าขณะบินเดินทาง.....	135
5.29 มุม Roll และความเร็ว (Airspeed) ระหว่างการทดสอบ Stall.....	136
5.30 ความเร็วอากาศยานและกระแสไฟฟ้าขณะบินกลับสู่ฐานปฏิบัติการ .....	137

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่

หน้า

5.31 ความสัมพันธ์ระหว่างความสูงที่ขึ้นทางดิ่งและพลังงานที่ใช้ในช่วงการบินเข้าสู่เป้าหมาย ..	140
5.32 ความสัมพันธ์ระหว่างความสูงที่ขึ้นทางดิ่งและระยะทางที่บินเข้าสู่เป้าหมาย.....	141
5.33 ความสัมพันธ์ระหว่างความสูงที่ขึ้นทางดิ่งและเวลาที่ใช้ในช่วงการบินเข้าสู่เป้าหมาย.....	141
5.34 สัดส่วนการใช้พลังงานไฟฟ้าในแต่ละช่วงของการบิน .....	142
5.35 สัดส่วนการใช้กระแสไฟฟ้าในแต่ละช่วงของการบิน .....	142
5.36 การเปรียบเทียบระหว่างการใช้กระแสไฟฟ้าจากการประมาณและการทดสอบจริง .....	144



## บทที่ 1

### บทนำ

#### 1.1 ความสำคัญและที่มาของปัญหา

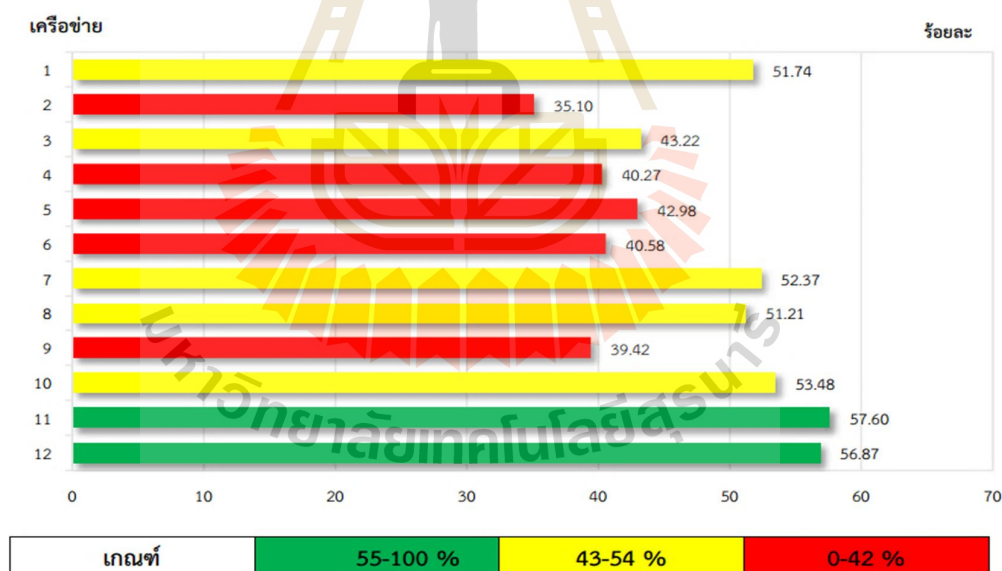
สถาบันการแพทย์ฉุกเฉินแห่งชาติ (สพฉ.) เป็นสถาบันที่ถูกจัดตั้งขึ้นเพื่อลดจำนวนผู้เสียชีวิต ผู้ได้รับความทุกข์ทรมานและการลำเลียงเคลื่อนย้ายไม่ถูกวิธี โดยมีระบบรับแจ้งเหตุที่ประชาชนทุกคนสามารถเข้าถึงได้ง่าย จากรายงานประจำปีของสถาบันการแพทย์ฉุกเฉิน พ.ศ. 2557 เรื่องกลยุทธ์การพัฒนาระบบปฏิบัติการฉุกเฉินให้ได้มาตรฐานอย่างทั่วถึงและเท่าเทียม มีตัวชี้วัด ที่สำคัญคือร้อยละของผู้ป่วยฉุกเฉินวิกฤตที่เริ่มได้รับปฏิบัติการฉุกเฉินภายใน 8 นาทีนับจากการแจ้งการเจ็บป่วย ทั้งนี้ได้มีการแบ่งเครือข่ายปฏิบัติการฉุกเฉินออกเป็น 12 เครือข่ายครอบคลุมทุกภูมิภาคของประเทศไทย พบว่า จากรูปที่ 1 (ช่องว่างการแพทย์ฉุกเฉินไทย, 2557) เครือข่ายที่ 1 ถึง 10 ยังมีร้อยละของผู้ป่วยฉุกเฉินวิกฤตที่เริ่มได้รับปฏิบัติการฉุกเฉินภายใน 8 นาที ต่ำกว่าเกณฑ์มาตรฐาน (55-100%) แม้ว่าเครือข่ายที่ 11 และ 12 จะเป็นไปตามเกณฑ์ที่ตั้งไว้ แต่การเพิ่มจำนวนผู้ที่ได้รับการช่วยเหลือภายใน 8 นาที ย่อมเป็นสิ่งที่พึงกระทำเพื่อเพิ่มโอกาสการกู้ชีพให้ผู้ป่วยฉุกเฉินนอกโรงพยาบาล หากพิจารณาเรื่องสาเหตุของการเสียชีวิต จากสถิติ (ช่องว่างการแพทย์ฉุกเฉินไทย, 2557) พบว่า ผู้ป่วยฉุกเฉินที่เสียชีวิตก่อนชุดปฏิบัติการฉุกเฉินไปถึงจุดเกิดเหตุ มากกว่าร้อยละ 80 เป็นกลุ่มอาการหมดสติ/ไม่ตอบสนอง/หมดสติชั่ววูบ รองลงมาคือกลุ่มอาการอุบัติเหตุยานยนต์

สถาบันการแพทย์ฉุกเฉินจึงมีแนวคิดที่จะเพิ่มโอกาสการกู้ชีพให้ผู้ป่วยฉุกเฉินนอกโรงพยาบาล โดยสิ่งสำคัญของกระบวนการกู้ชีพคือ เครื่องฟื้นคืนคลื่นหัวใจด้วยไฟฟ้าชนิดอัตโนมัติ (Automated External Defibrillator, AED) โดยมีแผนที่จะติดตั้งในสถานที่ที่มีความเสี่ยงต่อการเกิดภาวะฉุกเฉินและมีโอกาสที่จะถูกช่วยเหลือล่าช้า อาทิ สถานีรถไฟ สนามบิน สนามกีฬา ห้างสรรพสินค้า และสถานที่ห่างไกลจากหน่วยแพทย์ฉุกเฉิน เนื่องด้วยปัจจุบัน เครื่อง AED มีราคาค่อนข้างสูง ส่งผลให้ยังไม่มีติดตั้งครอบคลุมจุดต่างๆตามแผนที่กล่าวมาข้างต้น สถาบันการแพทย์ฉุกเฉินแห่งชาติจึงต้องการวิธีที่จะส่งเครื่องมือนี้แก่ผู้ป่วยฉุกเฉินทันทีที่ได้รับการแจ้งเหตุ ซึ่งเป็นการเพิ่มโอกาสรอดชีวิตให้แก่ผู้ป่วยระหว่างรอความช่วยเหลือจากปฏิบัติการฉุกเฉิน

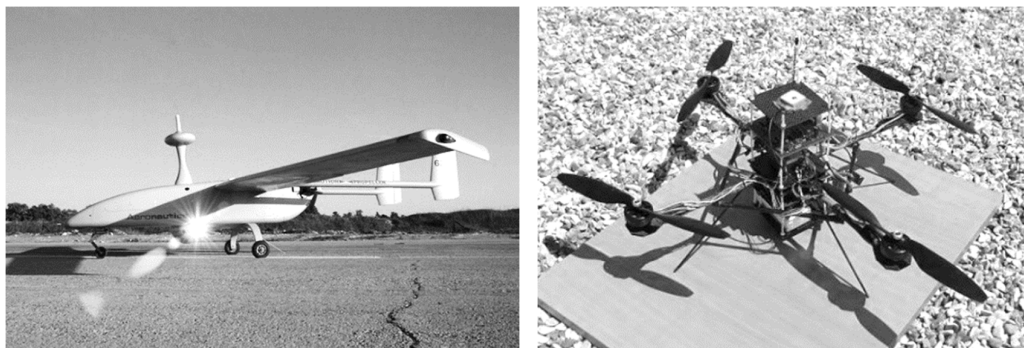
อากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) เป็นอากาศยานที่ไม่มีมนุษย์ควบคุมจากด้านในอากาศยาน ถูกนำมาใช้งานอย่างแพร่หลาย อาทิ การถ่ายภาพทางอากาศ การสำรวจพื้นที่

การสำรวจพื้นที่ประสบภัยพิบัติ การขนส่งพัสดุ เป็นต้น เนื่องจากมีค่าใช้จ่ายที่ต่ำกว่าอากาศยานที่ใช้มนุษย์ปฏิบัติการภายใน ทั้งในแง่ราคาของอากาศยาน การบำรุงรักษา และค่าใช้จ่ายในปฏิบัติการ อีกทั้งยังลดความเสี่ยงที่ก่อให้เกิดอันตรายถึงแก่ชีวิตนักบิน

เพื่อที่จะส่งความช่วยเหลือให้รวดเร็วยิ่งขึ้นเพื่อเพิ่มโอกาสการกู้ชีพให้ผู้ป่วยฉุกเฉินนอกโรงพยาบาล ด้วยเหตุนี้งานวิจัยนี้จึงมุ่งศึกษาการออกแบบและสร้างอากาศยานไร้คนบินเพื่อขนส่งอุปกรณ์ทางการแพทย์รวมไปถึงเครื่อง AED โดยมุ่งเน้นการออกแบบอากาศยานไร้คนบินที่เหมาะสมกับการกิจ กล่าวคือ สามารถปฏิบัติการได้ในพื้นที่ยากต่อการเข้าถึงของหน่วยปฏิบัติการฉุกเฉิน อีกทั้งมีความง่ายต่อการใช้งานทั้งในแง่ของการดูแลรักษา การซ่อมบำรุงและการเคลื่อนย้าย ดังนั้น อากาศยานรูปแบบใหม่ที่เป็นการรวมระหว่างอากาศยานหลายใบพัด (Multirotor) และอากาศยานปีกตรึง (Fixed wing) (รูปที่ 1.2) จึงเป็นแบบที่ตอบโจทย์การกิจนี้ เนื่องจากสามารถขึ้นลงทางดิ่งโดยไม่ต้องอาศัยทางวิ่งและสามารถเดินทางได้เร็วดังเช่นอากาศยานปีกตรึงโดยใช้พลังงานน้อยกว่าอากาศยานปีกหมุน โดยเหตุนี้ พิสัยทำการจึงไกลกว่า รวมถึงมีความปลอดภัยมากกว่าอากาศยานปีกหมุนหากเครื่องยนต์ไม่ทำงาน อากาศยานก็ยังสามารถร่อนลงได้



รูปที่ 1.1 ร้อยละของผู้ป่วยฉุกเฉินวิกฤตที่เริ่มได้รับปฏิบัติการฉุกเฉินภายใน 8 นาที  
(ช่องว่างการแพทย์ฉุกเฉินไทย, 2557)



รูปที่ 1.2 อากาศยานปีกตรึง ([www.israelbizreg.com](http://www.israelbizreg.com)) และอากาศยานหลายใบพัด  
(Philippe Martin และ Erwan Salaun, 2010)

## 1.2 วัตถุประสงค์

1.2.1 เพื่อออกแบบอากาศยานไร้คนขับสำหรับขนส่งอุปกรณ์ทางการแพทย์

## 1.3 ขอบเขตของการวิจัย

- 1.3.1 น้ำหนักสัมภาระไม่เกิน 1.4 กิโลกรัม
- 1.3.2 ระยะทางที่บินไม่เกิน 10 กิโลเมตร
- 1.3.3 ความเร็วเดินทางไม่ต่ำกว่า 70 กิโลเมตรต่อชั่วโมง
- 1.3.4 ช่วงความเร็วที่อากาศยานสามารถปฏิบัติการ 55-100 กิโลเมตรต่อชั่วโมง
- 1.3.5 เพดานบินไม่เกิน 90-150 เมตร
- 1.3.6 ออกแบบเบื้องต้นและสร้างอากาศยานต้นแบบสำหรับทดสอบ

## 1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

- 1.4.1 อากาศยานสามารถขนส่งอุปกรณ์ทางการแพทย์และสำเร็จตามภารกิจที่ได้รับ



## บทที่ 2

### ปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

การออกแบบและสร้างอากาศยานไร้คนบินขนาดเล็กขึ้นลงทางดิ่งสำหรับขนส่งอุปกรณ์ทางการแพทย์ ผู้วิจัยได้ศึกษาค้นคว้าวรรณกรรมและงานวิจัยต่างๆที่เกี่ยวข้อง เพื่อนำมาเป็นแนวทางในการศึกษา ซึ่งได้แก่ ความหมายของอากาศยานไร้คนบิน ประเภทของอากาศยานไร้คนบิน การเปรียบเทียบข้อได้เปรียบและข้อเสียเปรียบของอากาศยานแต่ละประเภท การออกแบบอากาศยาน การเลือกกระบบระบบขับเคลื่อน ดังหัวข้อต่อไปนี้

#### 2.1 ความหมายและกฎหมายที่เกี่ยวข้องกับอากาศยานไร้คนบิน

อากาศยานไร้คนบิน (Unmanned Aerial vehicle, UAV) มีชื่อเรียกแตกต่างกันตามผู้นิยาม จากประกาศกระทรวงคมนาคม เรื่อง หลักเกณฑ์การขออนุญาตและเงื่อนไขในการบังคับหรือปล่อยอากาศยานซึ่งไม่มีนักบินประเภทอากาศยานที่ควบคุมการบินจากภายนอก พ.ศ. 2558 ได้ให้นิยามไว้ว่า อากาศยานที่ควบคุมการบินจากภายนอก หมายความว่า อากาศยานที่ควบคุมการบินโดยผู้ควบคุมการบินอยู่ภายนอกอากาศยานและใช้ระบบควบคุมอากาศยาน ซึ่งสอดคล้องกับสำนักงานบริหารการบินแห่งชาติสหรัฐอเมริกา (14 CFR Part 47) ซึ่งกล่าวว่า Unmanned Aircraft (UA) คือ อากาศยานที่ปฏิบัติการโดยไม่มีมนุษย์ควบคุมโดยตรงจากด้านในอากาศยาน

จากประกาศกระทรวงคมนาคม (2558) พบว่า อากาศยานที่ควบคุมการบินจากภายนอกตามประกาศแบ่งเป็น 2 ประเภท คือ 4 (1) ประเภทที่ใช้เพื่อวัตถุประสงค์ในการเล่นเป็นงานอดิเรก เพื่อความบันเทิง หรือเพื่อการกีฬา และ 4 (2) ประเภทที่ใช้เพื่อวัตถุประสงค์อื่นนอกจาก 4 (1) ที่มีน้ำหนักไม่เกิน 25 กิโลกรัม โดยพบว่า 4 (2) (ก) คือ เพื่อการวิจัยและพัฒนาอากาศยาน ซึ่งมีข้อจำกัดทางการบินน้อยกว่าแบบเล่นเป็นงานอดิเรก อย่างไรก็ตาม จากข้อ 10 พบว่า จำเป็นต้องมีคุณสมบัติและลักษณะตามข้อ 11 การจดทะเบียนอากาศยานรวมถึงบอกวัตถุประสงค์และการดำเนินงานวิจัยตามข้อ 12 อาทิ รายชื่อผู้ทำการบิน สมรรถนะอากาศยาน ขอบเขตการบิน เป็นต้น และเงื่อนไขอื่นๆ ประเภทของอากาศยานไร้คนบิน

อากาศยานแบบผสมหรือ Hybrid UAV มีจุดมุ่งหมายในการสร้างคือให้สามารถทำภารกิจได้ยืดหยุ่นและหลากหลายมากขึ้น โดยเป็นการนำจุดเด่นของอากาศยานปีกตรึงคือสามารถทำ

ความเร็วได้รวมถึงมีพิสัยที่ไกลและจุดเด่นของอากาศยานปีกหมุนคือสามารถขึ้นลงทางดิ่งได้โดยไม่ต้องใช้ทางวิ่งที่มาก Adnan S. Saeed และคณะ (2015) ได้จัดประเภทของอากาศยานชนิดใหม่นี้ว่า อากาศยานไร้คนขับแบบไฮบริด (Hybrid UAV) โดยแบ่งออกเป็น 2 ประเภทย่อยคือ Convertiplane และ Tail-Sitter

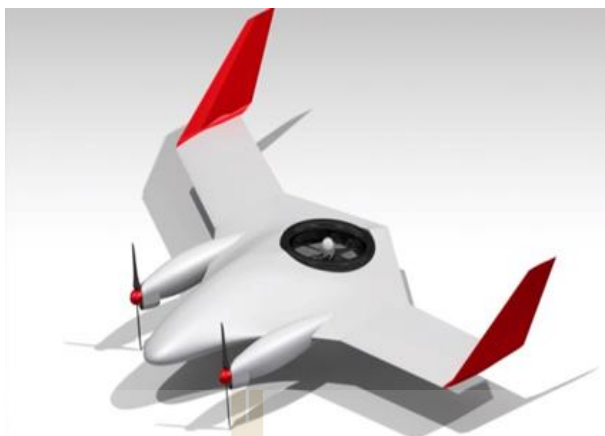
Convertiplane คือ อากาศยานที่เมื่อทำการวิ่งขึ้น-ลง บินเดินทางและลอยตัวนิ่งในอากาศ แขนตามยาวของอากาศยานยังคงขนานกับพื้นโลกอยู่เสมอ โดยสามารถแบ่งเป็นประเภทย่อยได้อีก 3 ประเภทคือ Tilt-Rotor, Tilt-Wing และ Dual-System

### 2.1.1 Tilt-Rotor

Tilt-Rotor คือ อากาศยานที่มอเตอร์สามารถปรับเอนได้ มอเตอร์ที่ติดตั้งฉากกับผิวโลกมีไว้ใช้ในการขึ้น-ลงและลอยตัวนิ่งในอากาศ ซึ่งแรงยกได้มาจากแรงขับจากใบพัดโดยตรงที่ให้งานด้วยมอเตอร์ ทั้งนี้ V. Rosas, R. Lozano, J. Torres และ Z. Zamudio (2012) ได้ทำการออกแบบและสร้าง Tilt rotor ชื่อว่า La Raie Manta ขึ้นมาเพื่อทดลองระบบควบคุมโดยใช้มอเตอร์ทั้งหมด 4 ตัว ซึ่งมอเตอร์คู่หน้าสามารถปรับเอนได้ ในขณะที่มอเตอร์คู่หลังไม่สามารถปรับได้อีกทั้งถูกใช้ในการขึ้น-ลงและลอยตัวนิ่งในอากาศเท่านั้น

Ugur Ozde mir และคณะ (2014) ได้ทำการออกแบบและสร้างต้นแบบที่มีชื่อว่า TURAC โดยมีจุดประสงค์เพื่อจำหน่ายเชิงพาณิชย์ซึ่งใช้มอเตอร์ 4 ตัวเช่นเดียวกัน แต่สิ่งที่แตกต่างคือ มอเตอร์คู่หลังวางอยู่ในตำแหน่งแกนเดียวกัน (Coaxial rotor) และสร้างแรงยกในกรณีขึ้น-ลงและลอยตัวนิ่งในอากาศเท่านั้น โดยใบพัดของคู่หลังหมุนในทิศทางตรงกันข้ามเพื่อสมดุลแรงบิด การพัฒนาในรูปแบบนี้มีข้อได้เปรียบคือสามารถสร้างอุปกรณ์ครอบมอเตอร์ไว้ เมื่อต้องการใช้งานในลักษณะ VTOL จึงเปิดฝาครอบออก หากต้องการบินเดินทางจึงปิดฝาครอบไว้ เนื่องจากมอเตอร์คู่หลังไม่ได้ใช้งาน การครอบมอเตอร์จึงเป็นการลดแรงต้าน (Drag) ในระหว่างบิน

จึงสรุปได้ว่า ข้อได้เปรียบของ Tilt-rotor คือ การใช้มอเตอร์ที่ติดตั้งไปบนอากาศยานอย่างคุ้มค่า ไม่จำเป็นต้องติดตั้งมอเตอร์เพิ่มเติมเพื่อใช้ในการบินแบบปีกตรึง อย่างไรก็ตามในการบินแบบขึ้นลงทางดิ่งอาจมีการเพิ่มมอเตอร์เข้าไปเพื่อเพิ่มแรงยก แต่จะหยุดทำงานเมื่อบินเดินทาง ในทางกลับกันระบบทางกลที่เพิ่มขึ้นมาคือระบบปรับเอนมอเตอร์ ทำให้มีความซับซ้อนมากขึ้นทั้งในส่วนการออกแบบ ติดตั้งและการควบคุม



รูปที่ 2.1 อากาศยานไร้คนขับ TURAC (Ugur Ozde mir และคณะ, 2014)

### 2.1.2 Tilt-Wing

Tilt-Wing คือ อากาศยานที่สามารถปรับเอนมอเตอร์ได้เช่นเดียวกับ Tilt-rotor แต่สิ่งที่แตกต่างคือ จะทำการปรับเอนปีกไปพร้อมกับมอเตอร์ เนื่องจากมอเตอร์ได้ถูกติดตั้งไว้ที่ปีก โดย Kaan Taha ONER และคณะ (2012) ได้เสนอแบบจำลองทางคณิตศาสตร์รวมถึงตัวควบคุมของ Tilt-wing แบบ 4 มอเตอร์ จากการสืบค้นพบว่า การสร้างอากาศยานแบบ Tilt-wing ไม่ค่อยเป็นที่นิยมเท่าที่ควรเมื่อเทียบกับจำนวนงานวิจัยของ Tilt-rotor เนื่องจาก หากพิจารณาในกรณีลอยตัวนิ่งในอากาศพบว่า ปีกของอากาศยานชนิดนี้มีการวางตัวในแนวตั้งฉากกับทิศทางของลม มีผลให้การควบคุมท่าทางการบินทำได้ยากกว่า Tilt-rotor



รูปที่ 2.2 Tilt-Wing ในแบบขึ้นลงทางดิ่งและแบบบินเดินทาง (Kaan Taha ONER และคณะ, 2012)

### 2.1.3 Dual-System

Dual-System คือ อากาศยานที่มีการวางตัวของมอเตอร์ 2 ลักษณะ คือ การวางตัวตั้งฉากกับผิวโลกเพื่อสร้างแรงยกในขณะบินขึ้นลงทางดิ่งและการวางตัวของมอเตอร์ขนานกับผิวโลกเพื่อสร้างแรงขับในขณะบินเดินทาง โดยมอเตอร์ทุกตัวไม่สามารถปรับเอนได้ บริษัท Arcturus UAV (2015) ได้ทำการออกแบบสร้างอากาศยานแบบ Dual-System ชื่อว่า Arcturus JUMP เพื่อจำหน่ายเชิงพาณิชย์ซึ่งเหมาะกับการกิจสำรวจหรือลาดตระเวน โดยมีมอเตอร์ 4 ตัวสำหรับขึ้นลงทางดิ่งและเครื่องยนต์ 1 ตัวสำหรับบินเดินทาง เช่นเดียวกันกลุ่มบริษัท Airbus (2015) ได้มีการผลิตอากาศยานชนิดนี้โดยมีชื่อว่า Quadcruiser โดยมีความแตกต่างคือใช้มอเตอร์ทุกตัวเพื่อขับเคลื่อน



รูปที่ 2.3 อากาศยานไร้คนบิน Arcturus JUMP (arcturus-uav, 2016)

จึงสรุปได้ว่า อากาศชนิดนี้มีข้อได้เปรียบคือ ระบบทางกลไม่มีความซับซ้อน รวมถึงระบบควบคุมอากาศยานทั้งแบบปีกตรึงและแบบขึ้นลงทางดิ่งนั้นสามารถแยกจากกันได้ ส่งผลให้มีความง่ายในการออกแบบทั้งตัวลำและระบบควบคุมหากเปรียบเทียบกับ Tilt-rotor และ Tilt-wing ในการกลับกันการที่ติดตั้งมอเตอร์แยกระบบกันเช่นนี้ ส่งผลให้การบินแบบอากาศยานปีกตรึงนั้นต้องแบกรับน้ำหนักเพิ่มขึ้นจากมอเตอร์ที่ไม่ได้ถูกใช้งาน มีผลให้เวลาในการทำการบินนั้นสั้นลง คืออีกหนึ่ง น้ำหนักบรรทุกลดลงตามไปด้วย

## 2.2 แผนการออกแบบอากาศยาน

ในการออกแบบอากาศยานนั้นถูกแบ่งออกเป็นหลายๆขั้นตอน ซึ่งขั้นแรกคือการประมาณน้ำหนักวิ่งขึ้นสูงสุด (MTOW) ซึ่งประกอบไปด้วยน้ำหนักเปล่า น้ำหนักเชื้อเพลิงและน้ำหนักสัมภาระ ซึ่งในทางปฏิบัติเราจะทราบน้ำหนักสัมภาระมาก่อนแล้วจากความต้องการออกแบบ ต่อมา

คือน้ำหนักเปล่า ซึ่งมีความแตกต่างกันตามภารกิจ วัสดุที่ใช้สร้างและอุปกรณ์ที่ติดตั้งภายในลำจากการสืบค้นพบว่า มี 2 วิธีหลักที่จะสามารถประมาณค่าน้ำหนักเปล่าได้ คือ ประมาณด้วยผลรวมน้ำหนักของระบบต่างๆ ในอากาศยานและการใช้สูตรเชิงประจักษ์ (Empirical method) โดยมีผู้นำเสนอวิธีที่นิยมอย่างแพร่หลาย ได้แก่ Raymer (2006), Roskam (1997) ซึ่งถูกตีพิมพ์ในรูปแบบของหนังสือ จึงมีผู้นิยมนำมาเป็นบรรทัดฐานในการออกแบบอากาศยาน

Engin Senelt (2010) ได้นำวิธีของ Raymer (2006) มาใช้กับอากาศยานไร้คนบินที่ใช้กับการฝึกลาดตระเวนซึ่งมี MTOW เท่ากับ 120 กิโลกรัม ซึ่งเป็นวิธีการใช้สูตรเชิงประจักษ์และเหมาะสมกับอากาศยานประเภททั่วไป (General aviation) อากาศยานขนส่ง (Transport aircraft) หรืออากาศยานไร้คนบินที่มีน้ำหนักมาก ด้วยเหตุนี้ วิธีดังกล่าวจึงไม่เหมาะสมที่จะประยุกต์ใช้กับอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก (MUAV) เนื่องจากอากาศยานชนิดนี้ไม่ได้ถูกสำรวจและเก็บข้อมูลเพื่อสร้างสูตรเชิงประจักษ์ ด้วยจุดด้อยดังกล่าว H.C.M. Veerman B.Sc. (2012) ได้เสนอความสัมพันธ์ที่เรียกว่า Weight Estimation Relationships หรือ WERs ซึ่งใช้การเก็บข้อมูลทางสถิติของอากาศยานไร้คนบินและนำมาสร้างสมการ ส่งผลให้เกิดความแม่นยำที่สูงกว่าวิธีของ Raymer (2006) โดยยังไม่กล่าวเพิ่มเติมอีกว่า กระบวนการนี้สามารถปรับเปลี่ยนได้ตามจุดประสงค์ในการสร้างอากาศยาน

### 2.3 ระบบควบคุมอากาศยานไร้คนบินอัตโนมัติ

เนื่องด้วยงบประมาณที่มีอยู่อย่างจำกัด การศึกษาเทคโนโลยีต้นทุนต่ำเพื่อสร้างและควบคุมอากาศยานไร้คนบินจึงเป็นสิ่งสำคัญ อีกทั้งเพื่อความสะดวกในการจัดหาและเรียนรู้ ชุดควบคุมการบินประกอบไปด้วยบอร์ดควบคุมและโปรแกรมควบคุม โดยบอร์ดควบคุมที่ถูกใช้งานอย่างแพร่หลายคือ Pixhawk และ APM2.6 อธิบายรายละเอียดดังนี้

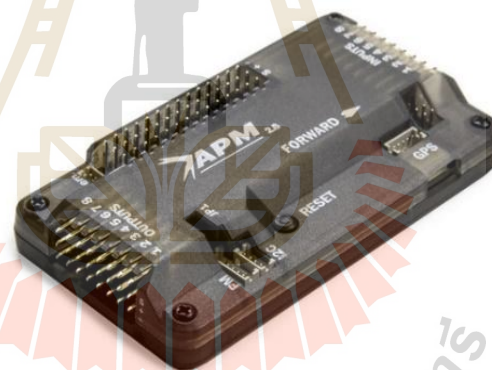
Pixhawk ถูกพัฒนาขึ้นโดย Lorenz Meier จากมหาวิทยาลัย ETH Zurich (Swiss Federal Institute of Technology in Zurich) ในปี 2009 โดยเป็นบอร์ดที่ประกอบ Flight management unit และ Inout/Output โดยมีสิ่งอำนวยความสะดวกทางการบินครบครัน อาทิ เซนเซอร์ตรวจวัดท่าทางการบิน เซนเซอร์ตรวจวัดความสูง ระบบติดต่อสื่อสารระหว่างอากาศยานและภาคพื้น อีกทั้งสามารถติดตั้ง GPS สำหรับระบุตำแหน่ง ติดตั้ง Optical flow สำหรับเพิ่มความแม่นยำในการรักษาตำแหน่งเมื่อทำการบินในอาคาร

APM หรือ ArduPilot Mega รุ่นล่าสุดคือ APM2.6 เป็นบอร์ดที่ทำงานในลักษณะเช่นเดียวกับ Pixhawk แต่ใช้ Microcontroller เป็น ATmega2560 ซึ่งสามารถใช้ควบคุม

อากาศยานไร้คนบิน ความแตกต่างที่เด่นชัดคือ มีช่องสำหรับเชื่อมต่ออุปกรณ์ภายนอกที่ไม่หลากหลายเท่ากับ Pixhawk ไม่มีหน่วยความจำภายนอกจึงมีขีดจำกัดในการบันทึกข้อมูลขณะบิน อีกทั้งหน่วยประมวลผลมีความเร็วที่ต่ำกว่า ทำให้ปัจจุบันมีความนิยมน้อยลง



รูปที่ 2.4 บอร์ดควบคุม Pixhawk (Pixhawk, 2016)



รูปที่ 2.5 บอร์ดควบคุม APM2.6 (Ardupilot, 2016)

โปรแกรมควบคุมหรือ Firmware ถูกพัฒนาขึ้นและเผยแพร่ให้บุคคลทั่วไปได้ใช้งาน เรียกว่า Open source ซึ่งมีการสงวนลิขสิทธิ์ให้บุคคลใดๆสามารถทำซ้ำ เผยแพร่หรือดัดแปลงซอฟต์แวร์นั้นได้อย่างถูกต้องตามกฎหมายและโดยเสรีซึ่งถูกเรียกว่า General Public License (GPL, 2007) โปรแกรมควบคุมที่สามารถใช้กับอากาศยานแบบปีกตรึงและปีกหมุนหลักๆปรากฏอยู่ 2 ค่าย คือ PX4 และ APM โดย PX4 ถูกพัฒนาขึ้นโดยกลุ่มคนผู้มีความรู้และสนใจใน



อากาศยานไร้คนบังคับ โดย APM ประกอบไปด้วยเฟิร์มแวร์หลากหลายรูปแบบ ซึ่งสามารถประยุกต์ใช้กับงานวิจัยนี้ได้คือ ArduPilot เวอร์ชัน 3.5.0 ขึ้นไป จากการสืบค้นพบว่าผู้ใช้งาน ArduPilot มากกว่า PX4 ส่งผลให้มีเอกสารสำหรับศึกษาและทำความเข้าใจที่มากกว่า แม้ PX4 จะมีเอกสารด้านการใช้งานออกมาน้อยกว่า แต่จุดเด่นของ PX4 คือ มีผู้พัฒนาแอปพลิเคชัน/โมดูล ขึ้นมาใช้งานร่วมกับ Sensor อื่นๆและประยุกต์ใช้งานที่มากกว่า

ปัจจุบันเฟิร์มแวร์ ArduPilot เวอร์ชัน 3.5.0 ขึ้นไป ไม่สามารถทำงานบนบอร์ด APM2.6 ได้อีกต่อไป เนื่องจากไม่มีหน่วยความจำและความเร็วในการประมวลผลที่เพียงพอ ทำให้ต้องเปลี่ยนมาใช้บอร์ด Pixhawk ซึ่งมีหน่วยความจำและความเร็วที่มากกว่าแทน โดยสามารถแสดงตารางเปรียบเทียบคุณสมบัติได้ดังนี้

สำหรับ Pixhawk จะมี Sensor อีก 1 ชุดคือ ST Micro L3GD20H 16-bit gyroscope และ ST Micro LSM303D 14-bit accelerometer / magnetometer

ตารางที่ 2.1 การเปรียบเทียบคุณสมบัติระหว่างบอร์ด (PX4 Autopilot, 2016 และ ATmega2560, 2016)

Properties/Products	Pixhawk	APM 2.6
Microprocessor	32 bit STM32F427 Cortex M4F 168 MHz	8 bit ATmega2560 16 MHz
failsafe co-processor	32 bit STM32F103	-
Flash memory	2 MB	256 KB
RAM/SRAM	256 KB	8KB
Accelerometer/Gyroscope	MPU-6000	MPU-6050
3D Magnetometer	LSM303D	HMC5883L
Barometric pressure	MS5611	MS5611

นอกจากนี้ยังมีโปรแกรมที่ใช้ติดต่อกับบอร์ดควบคุมที่ติดตั้งกับคอมพิวเตอร์ซึ่งต้องเหมาะสมกับ Firmware โดย Qgroundcontrol (2016) เป็นโปรแกรมที่เหมาะสมกับการติดต่อกับ PX4 ซึ่งหากเลือกโปรแกรมติดต่อไม่เหมาะสมจะทำให้ระบบทำงานไม่สมบูรณ์ หากต้องการใช้งานกับเฟิร์มแวร์ ArduPilot ต้องใช้ Mission Planner สิ่งที่ต้องจำเป็นอย่างยิ่งคือต้องอัปเดตโปรแกรมให้ทันสมัยอยู่เสมอเมื่อไม่ให้เกิดความผิดพลาดในการอ่านค่าพารามิเตอร์



รูปที่ 2.6 แสดงหน้าต่างควบคุมโปรแกรม Qgroundcontrol (Qgroundcontrol, 2016)

## 2.4 อากาศยานที่มีระบบคล้ายคลึง

ในการออกแบบอากาศยาน ย่อมต้องมีการรวบรวมสมรรถนะของอากาศยานที่มีประเภทหรือขนาดเดียวกัน เพื่อศึกษาแนวคิดในการออกแบบ คุณลักษณะที่เหมาะสมกับการกิจ เปรียบเทียบข้อดีข้อเสีย ทำให้ผู้ออกแบบสามารถกำหนดทิศทางได้ของอากาศยานที่กำลังจะถูกออกแบบใหม่ขึ้นดียิ่งขึ้น Ahmet Caner Kahvecioglu (2014) ได้รวบรวมข้อมูลที่สำคัญของอากาศยาน ขนาดเล็กสามารถแสดงได้ดังตารางต่อไปนี้

ตารางที่ 2.2 ข้อมูลของอากาศยานไร้คนขับ (Ahmet Caner Kahvecioglu , 2014)

Competitor	Category	MTOW (kg)	Span (m)	Length (m)	Range (m)	Time (min)	Cruise (m/s)	Payload (kg)	Altitude (m)
<b>Raven</b>	Fixed Wing	1.9	1.3	1.09	10	60-90	16	16	-
<b>Orbiter</b>	Fixed Wing	6.5	2.2	1	15	120-180	10-38	-	5500
<b>Skylite B</b>	Fixed Wing	6	2.4	1.15	10	> 90	20-33	0.75	100-600
<b>Bird-Eye</b>	Fixed Wing	5.6	2.2	0.8	10-15	60	15-25	1.2	1000
<b>Casper</b>	Fixed Wing	2.3	2	1.3	10	90	10-25	0.24	250
<b>Mini Panther</b>	Tilt Rotor	12	3.2	-	20	90	20	2	1500
<b>Turac</b>	Tilt Rotor	47	4.2	1.8	85	20	8	-	-

ตารางที่ 2.3 ข้อมูลของอากาศยานหลายใบพัด (Mauro Gatti และคณะ, 2015)

Platform	TOW (N)	Payload (N)	Empty to TOW	Battery to TOW	Capacity (Ah)	Endurance (min)
DJI S1000	107.91	18.63	0.56	0.26	15	15
Altura ATX8	61.80	24.52	0.51	0.37	16.6	19
DJI S900	80.44	18.63	0.55	0.23	12	18
DJI S800 evo	68.67	18.63	0.52	0.21	15	20
Altura ATX4	51.99	9.81	0.41	0.66	16.6	35
DJI F550	22.56	2.25	0.51	0.35	5.4	13
HighOne Quad	76.51	12.75	0.58	0.34	16	16
Tarot t810	66.70	14.71	0.51	0.36	11.6	14
E1100-V2	83.38	13.73	0.65	0.22	12	11
Aibot-X6	65.23	19.62	0.51	0.23	10	12

สำหรับอากาศยานไร้คนขับที่มีจุดประสงค์ในการสร้างสำหรับขนส่งอุปกรณ์ทางการแพทย์ ปัจจุบันพบเห็นได้ 2 ลักษณะคือ 1. แบบหลายใบพัด 2. แบบผสม ด้วยจุดเด่นของอากาศยานหลายใบพัดคือขึ้นลงทางดิ่งได้โดยไม่อาศัยทางวิ่ง ทำให้รูปแบบของอากาศยานสำหรับภารกิจนี้เป็นแบบหลายใบพัดและแบบผสม

บริษัท DHL (2016) ซึ่งเป็นบริษัทที่ให้บริการขนส่งสินค้าได้พัฒนาอากาศยานหลายใบพัดขึ้นมา (รูปที่ 2.11 (ซ้าย)) ปัจจุบันได้ทำการทดสอบไปแล้วคือเดินทางจากหมู่เกาะห่างไกลแห่งหนึ่งของประเทศเยอรมันไปที่ทะเลเหนือโดยมีระยะทางรวม 12 กิโลเมตรแต่ไม่ปรากฏรายละเอียดเรื่องความเร็วเดินทางและน้ำหนักบรรทุกแต่อย่างใด

บริษัท Google (2016) ได้ทำการพัฒนาอากาศยานแบบผสม Tailsitter แบบ 4 ใบพัด (รูปที่ 2.11 (ขวา)) ในโครงการ Project Wing โดยมีจุดมุ่งหมายเพื่อส่งความช่วยเหลือ อาทิ น้ำและยาสู่พื้นที่ได้รับภัยพิบัติ ปัจจุบันกำลังถูกทดสอบที่รัฐควีนแลนด์ ประเทศออสเตรเลีย

Alec moment (2016) แห่งมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีแคลิฟอร์เนีย ประเทศเนเธอร์แลนด์ ได้ทำการออกแบบและสร้างต้นแบบอากาศยานสำหรับขนส่งเครื่องฟื้นคืนคลื่นหัวใจ (Automated External Defibrillator, AED) สำหรับผู้ป่วยฉุกเฉิน (รูปที่ 2.12 (ซ้าย)) อย่างไรก็ตาม อากาศยานนี้ยังไม่ได้ถูกนำมาใช้จริงเนื่องจากต้องมีระบบอื่น ๆ ที่ต้องติดตั้ง อาทิ วิทยุสื่อสาร กล้อง เป็นต้น

บริษัท Vayu (2016) ได้ทำการออกแบบและสร้างต้นแบบอากาศยานแบบผสมระหว่างแบบปีกตรึงและแบบ 4 ใบพัดขึ้นมาเพื่อขนส่งอุปกรณ์ทางการแพทย์ (รูปที่ 2.12 (ขวา)) โดยถูกแบบให้สามารถบรรทุกสัมภาระได้ 2.2 กิโลกรัม มีความเร็วเดินทาง 60 กิโลเมตรต่อชั่วโมง ซึ่งช้ากว่าอากาศยานที่จะออกแบบในวิทยานิพนธ์นี้ซึ่งคือมากกว่า 70 กิโลเมตรต่อชั่วโมง เนื่องด้วยอากาศยานดังกล่าวไม่จำเป็นต้องบินเร็วมากนัก ทำให้ใช้พลังงานลดลงจึงเพิ่มน้ำหนักบรรทุกได้มากขึ้น



(ก)



(ข)

รูปที่ 2.7 อากาศยานไร้คนบิน DHL (ก) และ Google (ข)



(ก)



(ข)

รูปที่ 2.8 อากาศยานไร้คนบิน Delft (ก) และ Vayu (ข)

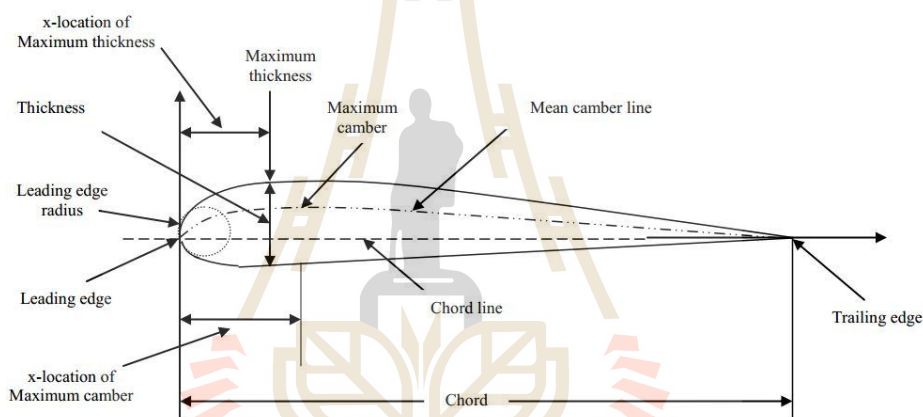
## 2.5 แพนอากาศ

แพนอากาศคือภาคตัดปีกหรือรูปร่างใน 2 มิติ มีรูปร่างต่างกันตามวัตถุประสงค์การใช้งาน โดยรูปร่างที่ต่างกันส่งผลให้มีแรงยก แรงต้านและโมเมนต์ต่างกันด้วย สำหรับแพนอากาศมีส่วนประกอบที่สำคัญดังรูปที่ 2.9

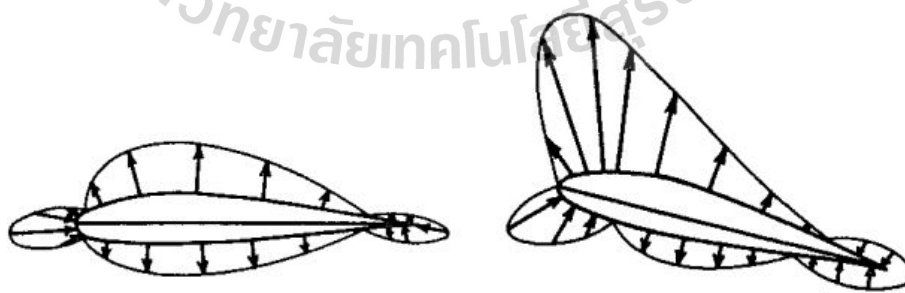
Camber ของแพนอากาศส่งผลต่อลักษณะการกระจายตัวของความดันบนแพนอากาศ นำมาสู่แรงยกและโมเมนต์ที่ต่างกัน การที่ Camber เป็นบวกส่งผลให้แม้ไม่มีมุมปะทะแพนอากาศก็

สามารถสร้างแรงยกได้ แรงยกเกิดจากความต่างกันระหว่างความดันที่ผิวบนและล่างของแผ่นอากาศ โดยผิวบนจะมีความดันสถิตยต่ำกว่าความดันบรรยากาศแต่ผิวล่างจะมีความดันที่สูงกว่า การอินทิเกรตความดันตลอดความยาวแผ่นอากาศจะเท่ากับแรงยก

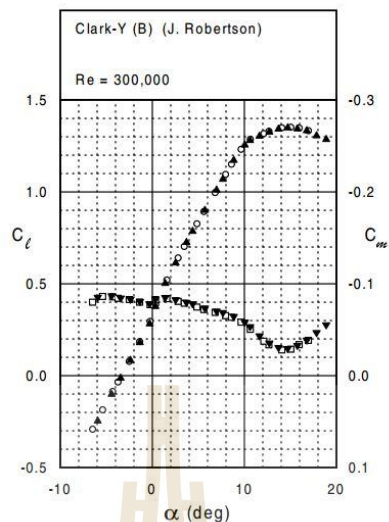
การกระจายตัวของแรงดันจะเปลี่ยนไปเมื่อมุมปะทะต่างกัน ดังนั้น ศูนย์กลางความดัน (Center of pressure,  $C_p$ ) จึงเปลี่ยนไปด้วย โดยจะเข้าใกล้ leading edge เมื่อมุมปะทะสูงและถอยห่างเมื่อมุมปะทะต่ำลง Aerodynamic center คือจุดที่โมเมนต์ไม่มีการเปลี่ยนแปลงตามมุมปะทะซึ่งเป็นจุดที่สำคัญในการพิจารณาเสถียรภาพของอากาศยาน อย่างไรก็ตามพบว่า ช่วงที่โมเมนต์คงที่จะมีช่วงที่จำกัดเท่านั้น เมื่อถึงมุมปะทะที่ความเร็วร่วงหล่น ค่าที่ได้จะเปลี่ยนไปดังรูปที่ 2.11 โดยทั่วไปโมเมนต์ของแผ่นอากาศจะมีค่าเป็นลบ



รูปที่ 2.9 ส่วนประกอบของแผ่นอากาศ (Mohammad Sadraey, 2013)



รูปที่ 2.10 การกระจายตัวของความดันเมื่อมุมปะทะต่างกัน (Mohammad Sadraey, 2013)



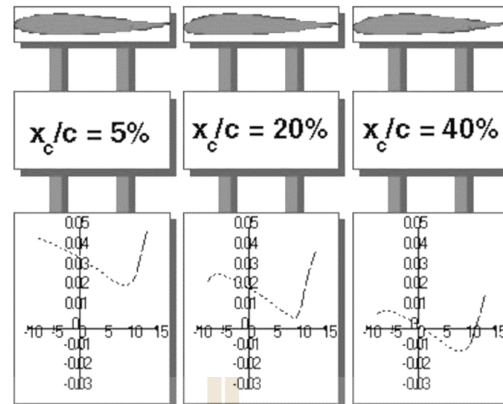
รูปที่ 2.11 สัมประสิทธิ์แรงยกโมเมนต์ แพนอากาศ Clark-Y (Michael S. Selig และคณะ, 1997)

## 2.6 แพนอากาศสำหรับอากาศยานไร้หาง (ปีกบิน)

ชุดพวงหางของอากาศยานถูกสร้างขึ้นเพื่อสมดุล Pitching moment เนื่องด้วยแพนอากาศมีโมเมนต์เป็นลบ แต่มีอากาศยานอีกประเภทสามารถบินได้โดยปราศจากหาง เรียกว่า Tailless หรือ Flying wing (ปีกบิน) ด้วยเหตุนี้ อากาศยานจะต้องสมดุลโมเมนต์ด้วยปีกตนเองให้ได้ แพนอากาศจึงต้องมีโมเมนต์เป็นลบน้อยๆหรือบวก ด้วยรูปร่างที่ trailing edge มีการกระดกขึ้นต่างจากแพนอากาศทั่วไป แพนอากาศนี้จึงถูกเรียกว่า Reflex airfoil

สืบเนื่องจากตำแหน่งของ Maximum camber ส่งผลต่อโมเมนต์ รูปที่ 2.12 แสดงให้เห็นว่า หากตำแหน่งของ Maximum camber ย้ายไปด้าน Leading edge มากขึ้นจะส่งผลให้ Pitching moment ของแพนอากาศเป็นบวกมากขึ้น อย่างไรก็ตาม การทำเช่นนี้เป็นการลดความดันที่ส่วนหน้าของแพนอากาศมากขึ้นและส่งผลให้เพิ่มโอกาสการเกิดการแยกการไหลมากขึ้น การเพิ่ม Pitching moment ให้เป็นบวกสามารถทำได้อีกวิธีหนึ่งคือการเพิ่ม Reflex ให้มากขึ้น ซึ่งเป็นการเพิ่มความดันที่บริเวณท้ายแพนอากาศให้สูงขึ้น โมเมนต์บวกจึงสูงขึ้น (เสมือนหางนกขึ้น) ผลเสียที่ตามมาคือทำให้แรงยกลดลง แรงยกจะถูกเพิ่มให้สูงขึ้นได้โดยการเพิ่มขนาดของ Camber แต่ทำให้โมเมนต์เป็นลบน้อยลง จะเห็นได้ว่า การออกแบบแพนอากาศ Reflex นั้นมีความยากและซับซ้อน การเลือกใช้ให้ถูกต้องจึงเป็นวิธีที่ดีที่จะช่วยประหยัดเวลาในการสร้างอากาศยาน ถ้าแพนอากาศมีตามที่ต้องการ





รูปที่ 2.12 ผลของการเปลี่ยนตำแหน่งของ Camber

## 2.7 ปีกของอากาศยาน

ปีกของอากาศยานเกิดจากการนำแผ่นอากาศมาเรียงต่อกันจนเกิดเป็นรูปร่างปีก พารามิเตอร์ที่ส่งผลต่อคุณลักษณะของปีกประกอบไปด้วยพารามิเตอร์คือ Aspect ratio, Taper ratio, Sweep angle , Twist angle ซึ่งจะกล่าวถึงต่อไป

### 2.7.1 Aspect Ratio

Aspect Ratio สำหรับปีกแบบ Rectangular ถูกนิยามโดยสัดส่วนระหว่าง Wing span (b) และ Mean Aerodynamic Chord (MAC) ดังสมการที่ 2.1 อย่างไรก็ตาม หากรูปทรงปีกไม่ใช่ Rectangular สามารถใช้สมการที่ 2.2 แทนได้

$$AR = \frac{b}{MAC} \quad (2.1)$$

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (2.2)$$

AR มีความสำคัญมากในการสร้างปีกทั้งในแง่ของสมรรถนะ ราคาและการผลิต เนื่องด้วย AR ส่งผลต่อปีกในสามมิติ การเพิ่ม AR ช่วยให้ Wing tip vortex มีขนาดลดลง



เนื่องจากปีกมีพื้นที่ให้อากาศที่มีความดันสูงจากผิวล่างขึ้นมาผิวบนที่มีความดันต่ำกว่าน้อยลง ทำให้ทิศทางการไหลของอากาศในบริเวณนี้ตามทิศของเดิมมากขึ้น สามารถอธิบายให้ชัดเจนได้ดังนี้

จากรูปที่ 2.14 เมื่อพิจารณาเป็นสามมิติพบว่า มุมระหว่าง Local velocity และ Local geometric twist ซึ่งเรียกว่า Effective angle of attack ( $\alpha_{eff}$ ) มีค่าน้อยกว่า Geometric angle of attack ( $\alpha$ ) ส่งผลให้แพนอากาศที่ตำแหน่งนี้สร้างแรงยกได้น้อยกว่าที่ควรจะเป็น (แรงยกตั้งฉากกับเวกเตอร์ความเร็ว) โดยมุมที่เหนี่ยวนำให้แรงยกน้อยลงเรียกว่า Induced angle of attack ( $\alpha_i$ ) ซึ่งเกิดจากทิศของเวกเตอร์ลัพธ์ระหว่าง Free stream velocity ( $V_\infty$ ) และ Downward velocity (เกิดจากผลของ Wingtip vortex) ซึ่งเวกเตอร์ความเร็วใหม่นี้เรียกว่า Local velocity แสดงสมการดังนี้

$$\alpha_{eff} = \alpha - \alpha_i \quad (2.3)$$

$$\alpha_i = \frac{C_L}{e\pi AR_i} \quad (2.4)$$

เมื่อสมมติให้  $\alpha_i$  เป็นมุมเล็กๆในหน่วยเรเดียน

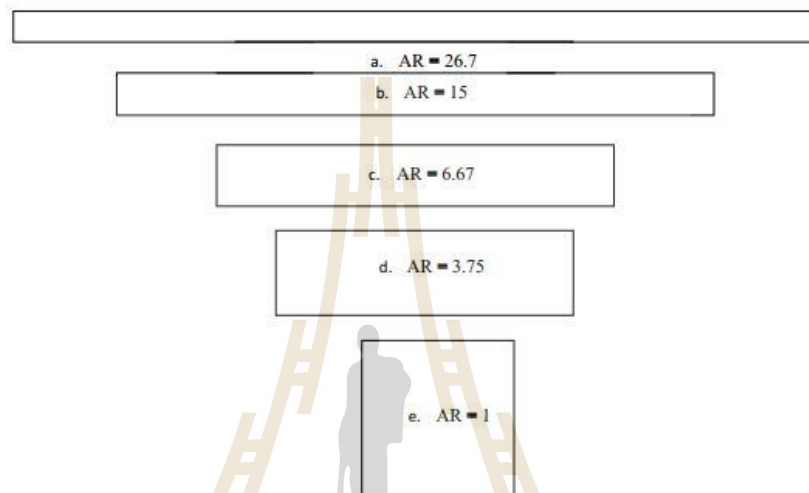
$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{e\pi AR} \quad (2.5)$$

เมื่อ  $C_L$  คือสัมประสิทธิ์แรงยกในสามมิติ  $C_{Di}$  คือสัมประสิทธิ์แรงต้าน  $e$  คือ Span efficiency factor ผลกระทบของการพิจารณาของสามมิติยังส่งผลต่อความชันแรงยก (Lift slope,  $a_0$ ) สามารถแสดงสมการได้ดังนี้

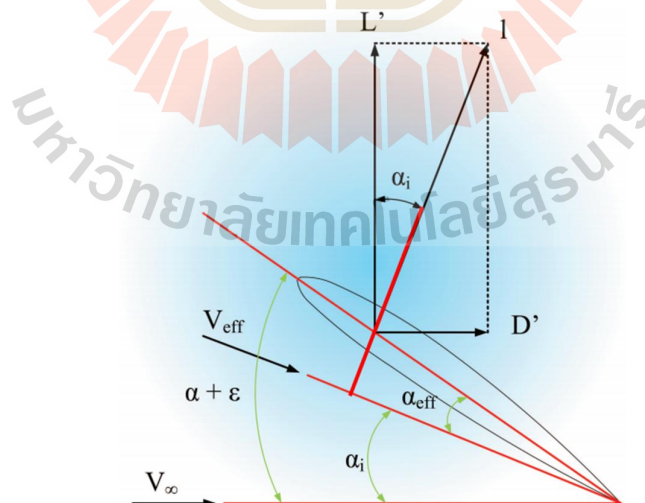
$$a = \frac{a_0}{1 + 57.3a_0 / (e\pi AR)} \quad (2.6)$$

เมื่อ  $a$  คือความชันแรงยกในสามมิติ ( $\text{deg}^{-1}$ ) โดย  $a < a_0$  ซึ่งหมายความว่า ที่มุมปะทะเท่ากัน จะได้สัมประสิทธิ์แรงยกที่ต่ำกว่าเมื่อพิจารณาแบบสามมิติ

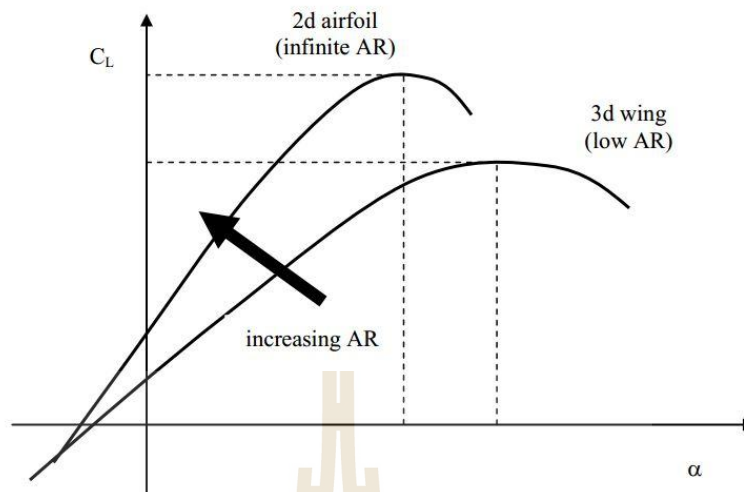
การเพิ่ม AR จะส่งผลให้ Induced angle of attack ลดลง Induced drag เพิ่มขึ้น Lift slope เพิ่มขึ้น อย่างไรก็ตาม การเพิ่ม AR เมื่อพื้นที่ปีกเท่าเดิมจะทำให้ปีกยาวขึ้น หมายถึงต้องมีโครงสร้างที่แข็งแรงขึ้น น้ำหนักมากขึ้น ราคาจึงเพิ่มตามไปด้วย อีกทั้งปีกที่ยาวทำให้โมเมนต์ความเฉื่อยสูงขึ้น ควบคุมได้ยากขึ้น (Maneuverability ลดลง)



รูปที่ 2.13 การเปลี่ยนแปลงของ AR โดยที่พื้นที่ปีกเท่าเดิม (Mohammad Sadraey, 2013)



รูปที่ 2.14 แสดงเวกเตอร์ของความเร็วที่สัมพันธ์กับแรงยกและแรงต้าน (Dennis Trips, 2010)



รูปที่ 2.15 การเปลี่ยนแปลงของ Lift slope เมื่อ AR ต่างกัน (Mohammad Sadraey, 2013)

### 2.7.2 Taper ratio

Taper Ratio เป็นสัดส่วนระหว่าง tip chord ต่อ root chord โดยมีค่าตั้งแต่ 0 ถึง 1 การทำ Taper ช่วยให้การกระจายตัวของแรงยกเข้าใกล้อุดมคติมากขึ้น (Elliptical lift distribution) เนื่องจากมี Induced drag น้อยที่สุด อีกทั้งยังมีการเกิด stall ที่ปลายปีกช้ากว่าโคนปีก ทำให้ปลอดภัยกว่าในการควบคุมอากาศยาน การที่ปลายปีกมีขนาดเล็กกว่าจึงเป็นการลด Induced downwash angle (ที่มุมปะทะเท่ากันได้แรงยกมากกว่า) ผลสืบเนื่องจากการมี Taper คือน้ำหนักปีกลดลง ไม่จำเป็นต้องเสริมโครงสร้างที่ปลายปีกมาก อีกทั้งเมื่อมี Taper จะทำให้ Leading edge มี Sweep angle มากขึ้น ซึ่งเป็นการเพิ่ม Lateral static stability

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} \quad (2.7)$$

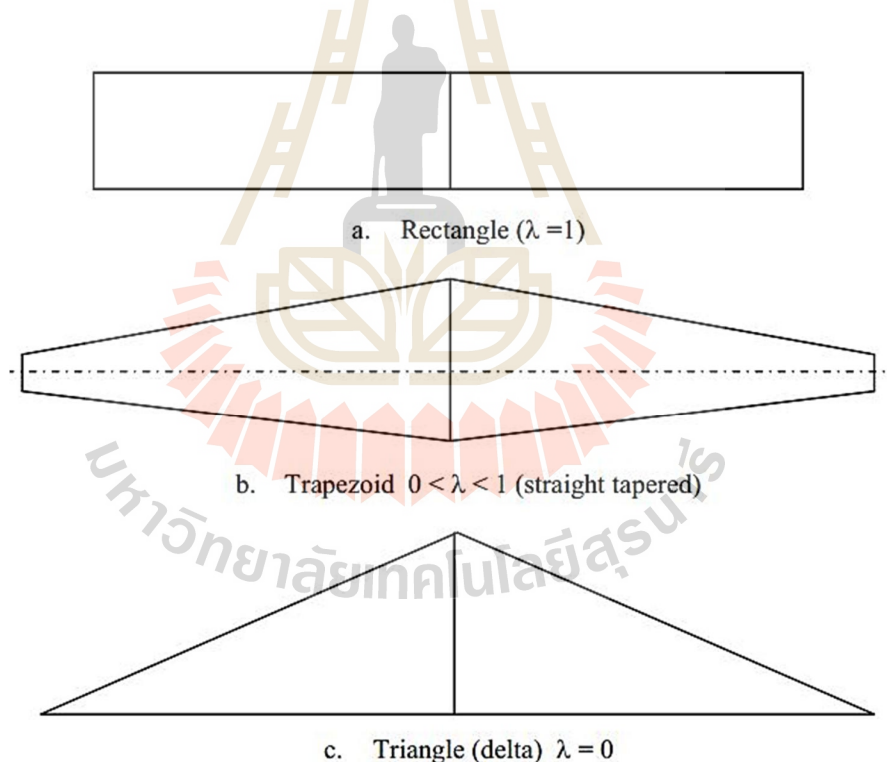
### 2.7.3 Sweep angle

มุมปีกคู่หลัง (Sweep angle) ถูกนิยามได้หลายรูปแบบเช่น Leading sweep, Half chord sweep, Quarter chord sweep สำหรับอากาศยานความเร็วต่ำ Sweep angle ไม่ได้ช่วยเรื่องลดเลขมัคที่ปีก แต่ช่วยเรื่องการสมดุลโมเมนต์ตามแกนยาว โดยเฉพาะอย่างยิ่ง อากาศยานแบบ

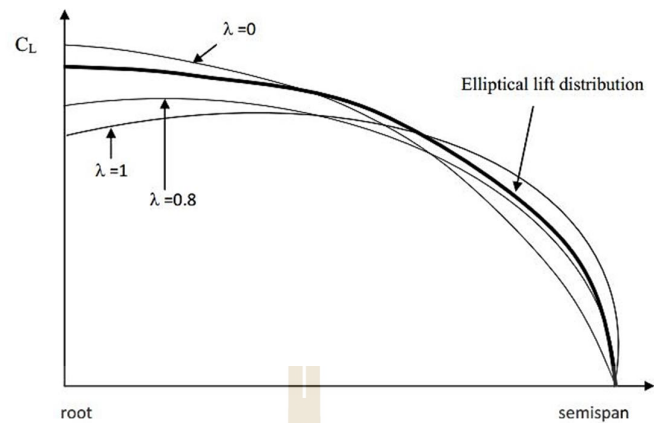
ปีกบินที่ไม่มีชุดหาง ผลที่ตามมาคือทำให้มี Static lateral stability มากขึ้นและมีจุด Aerodynamic center เปลี่ยนแปลงตามมุมลู่วิ่ง (จุด CG จึงเปลี่ยนด้วย) ตัวอย่างดังรูปที่ 2.18

อย่างไรก็ตาม ปีกลู่วิ่งมีข้อเสียคือสัมประสิทธิ์แรงยกที่ปลายปีกสูงกว่าโคนปีกซึ่งจะทำให้เกิด Wingtip stall สามารถปรับปรุงด้วยการบิดมุมปลายปีกลง (Wash-out) ส่งผลให้เกิด Elliptical lift distribution ลดการกระรุมที่ปลายปีกลง

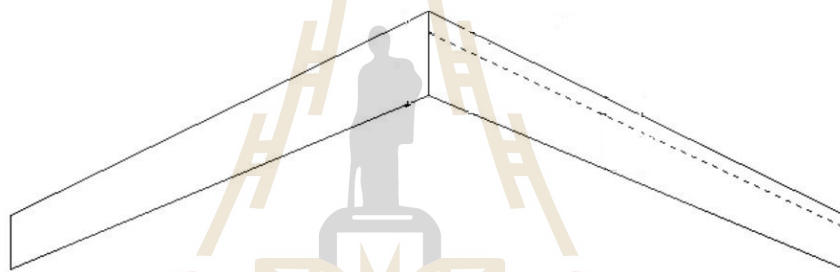
Wash-out นอกจากจะช่วยให้ปีกมีประสิทธิภาพดีขึ้นแล้วยังช่วยในเรื่องการสมดุล โหมดรอบจุดศูนย์ถ่วงได้อีกด้วย เนื่องจากปีกบินไม่มีหาง หากไม่ต้องการทริม Elevon ช่วยมากนักในขณะที่ความเร็วออกแบบ การทำ Wash-out ที่มากพอจะทำให้เกิดแรงยกที่เป็นลบ (ทิศทางลง) ส่งผลให้แรงยกรวมของปีกลดลง อย่างไรก็ตาม แรงยกที่ศูนย์เสียไปไม่ได้เป็นส่วนที่สำคัญมากเนื่องจากเป็นส่วนที่มักจะใช้ไม่ได้เพราะจะเกิดการ Stall เสียก่อน หากออกแบบให้ถูกต้องก็จะมีแรงยกและการกระจายตัวของแรงยกใกล้เคียงกับปีกแบบ Rectangular ดังรูปที่ 2.20



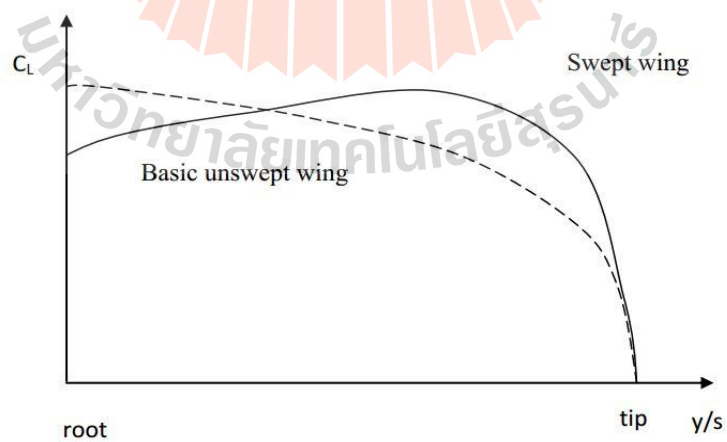
รูปที่ 2.16 ผลของ Taper ratio ต่อรูปร่างของปีก (Mohammad Sadraey, 2013)



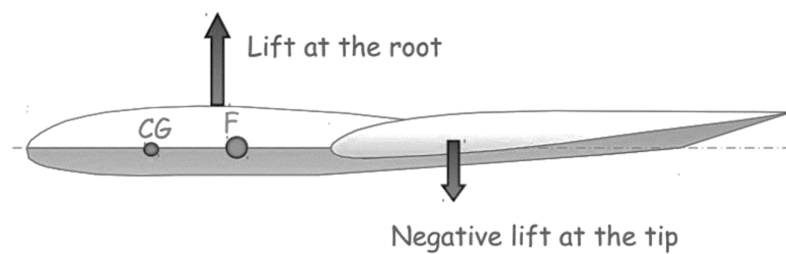
รูปที่ 2.17 ผลของ Taper ratio ต่อ Lift distribution (Mohammad Sadraey, 2013)



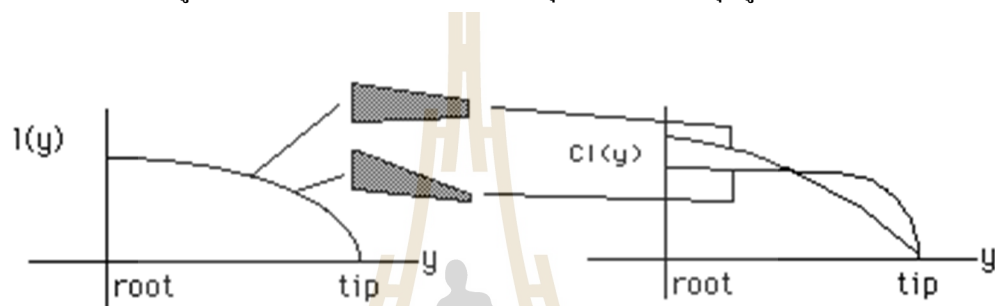
รูปที่ 2.18 อากาศยานแบบปีกบินที่มีมุมปีกดู่หลัง (Martin Hepperle, 2002)



รูปที่ 2.19 ผลของ Taper ratio ต่อ Lift distribution (Mohammad Sadraey, 2013)



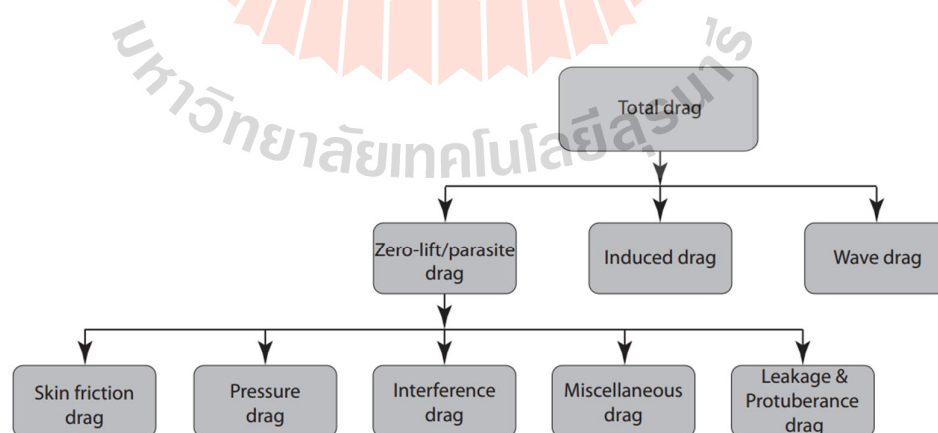
รูปที่ 2.20 การทำ Washout เพื่อสมดุลโมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วง



รูปที่ 2.21 การกระจายตัวของแรงยกของปีกทั้ง 2 แบบ (Desktop Aeronautics, 2007)

## 2.8 แรงต้านทางอากาศพลศาสตร์

แรงต้านของอากาศยาน ไร้นักบินหรืออากาศยานความเร็วต่ำจะประกอบไปด้วย Parasite drag และ Induced drag สามารถแสดงส่วนประกอบของแรงต้านได้ดังนี้



รูปที่ 2.22 แสดงองค์ประกอบของแรงต้าน (H.C.M. Veerman B.Sc., 2012)



### 2.8.1 แรงต้าน Parasite

John D. Anderson (2010) กล่าวว่า Parasite drag ประกอบไปด้วยส่วนที่เกิดขึ้นเมื่อแรงยกเท่ากับศูนย์ (Zero-lift drag) และส่วนที่เปลี่ยนแปลงตามมุมปะทะ (Drag due to lift) (การเปลี่ยนแปลงมุมปะทะส่งผลให้แรงยกเปลี่ยนไปด้วย) แรงต้านชนิดนี้มีผลมาจากความหนืดของอากาศ ซึ่งประกอบไปด้วย Skin friction drag, Pressure drag, interference drag ซึ่ง Skin friction drag เกิดจากความเค้นเฉือนระหว่างของไหลกับผิววัตถุขึ้นอยู่กับความราบเรียบของผิว ด้วย Pressure drag เกิดจากความแตกต่างระหว่างความดันด้านหน้าและด้านหลังของวัตถุ ทั้งนี้รูปร่างของวัตถุส่งผลโดยตรงต่อแรงต้านชนิดนี้ Interference drag เกิดจากการแทรกสอดระหว่างพื้นผิวตั้งแต่ 2 ชนิดขึ้นไป เนื่องจากในแต่ละพื้นผิวย่อมมีการกระจายตัวของความดัน ซึ่งหากอยู่ใกล้กันย่อมทำให้การกระจายตัวของความดันเปลี่ยนไป ซึ่งทำให้เกิดความเร็วที่สูงขึ้นกว่าปกติ (Super-velocity) ผลคือแรงต้านเพิ่มขึ้น

### 2.8.2 แรงต้าน Zero-lift

Raymer (2006) ได้เสนอวิธีการคำนวณ Zero-lift drag โดยวิธีที่เรียกว่า Component buildup ดังสมการที่ 2.8

$$C_{D0} = \frac{\sum_{i=1}^n C_{f_i} FF_i Q_i S_{wet_i}}{S_{ref_i}} + C_{d_{misc}} + C_{d_{L\&P}} \quad (2.8)$$

ทุกๆชิ้นส่วนถูกสมมติให้เป็นแผ่นราบ (Flat plate) แม้ว่าในความเป็นจริงจะไม่ใช่ เช่นนี้ก็ตาม ดังนั้น  $C_f$  จึงใช้แทน Skin friction เพื่อที่จะหาค่าแรงต้านที่หายไปเนื่องจากการสมมติให้เป็นแผ่นราบเรียบ Form factor, FF จึงถูกใช้เพื่อพิจารณาผลของ Super-velocity และ Pressure drag อีกทั้งได้มีการพิจารณา Interference factor,  $Q$  อีกด้วย Wetted area,  $S_{wet}$  คือพื้นที่ของวัตถุที่สัมผัสกับการไหลของอากาศ  $C_{d,misc}$  คือ Miscellaneous drag แรงต้านที่เพิ่มขึ้นจากอุปกรณ์ภายนอกอากาศยาน อาทิ Flap, un-retracted landing gear เป็นต้น  $C_{d,L\&P}$  คือ Leakage และ Protuberance drag ซึ่ง Leakage เกิดจากรอยรั่วต่างๆภายนอกลำ อาทิ ช่องเปิดรูเจาะ เป็นต้น และ Protuberance drag คือแรงต้านที่เกิดจากอุปกรณ์เสริมอื่นๆ อาทิ ไฟเครื่องบิน เสาอากาศ หมุดยึดที่ยื่นออกมา เป็นต้น

เนื่องจากการไหลที่ชั้นขีดผิวส่งผลกระทบต่อ friction drag มากที่สุด จึงต้องพิจารณา  $C_f$  แตกต่างกันระหว่างการไหลแบบราบเรียบ (Laminar flow) และการไหลแบบปั่นป่วน (Turbulent flow) ซึ่งมีเลขเรโนลด์เป็นตัวแปรที่สำคัญ แสดงดังสมการต่อไปนี้

$$C_{f\text{ laminar}} = \frac{1.328}{\sqrt{\text{Re}}} \quad (2.9)$$

จากการสืบค้นพบว่า  $C_f$  ของการไหลแบบปั่นป่วนมีการสร้างแบบจำลองขึ้นมา มากกว่า 1 แบบจำลองประกอบไปด้วย Prandtl และ vonKarman (1934) ซึ่งมี 2 แบบจำลอง คือ สำหรับเลขเรย์โนลด์ต่ำกว่า  $10^6$  อยู่ในช่วงของอากาศยานไร้คนบินขนาดเล็กและระหว่าง  $10^6$  ถึง  $10^9$  สำหรับอากาศยานที่มีขนาดใหญ่ ทั้งนี้พบว่าแบบจำลองสำหรับเลขเรย์โนลด์ต่ำกว่า  $10^6$  นี้มีแบบจำลองเดียวกันที่ปรากฏในหนังสือของ John D. Anderson, (2012) สมการของ Raymer (2006) มีลักษณะคล้ายกับ Prandtl และ vonKarman แต่มีเทอมที่เพิ่มมาเพื่อพิจารณาผลของเลขมัค (Mach)

$$C_{f\text{ tur,VonKarman}} = \frac{0.074}{\text{Re}^{0.2}} \quad \text{Re} < 10^6 \quad (2.10)$$

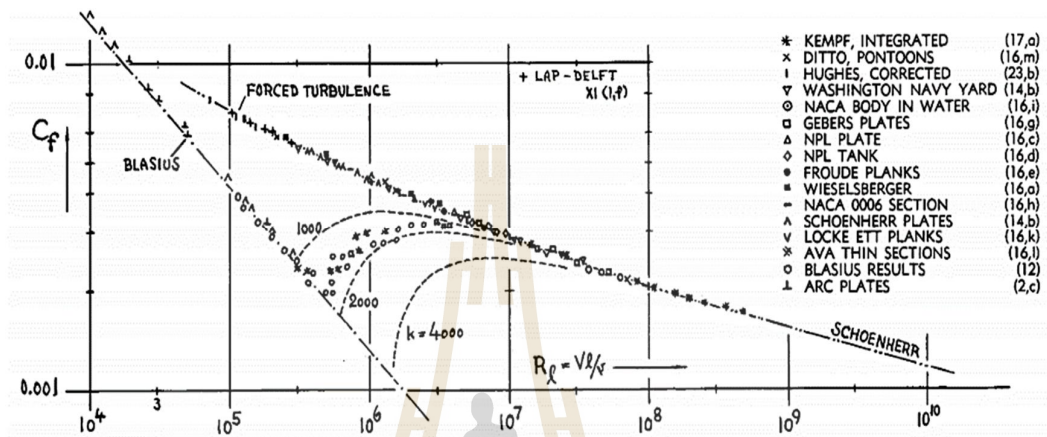
$$C_{f\text{ tur,VonKarman}} = \frac{0.455}{(\log_{10} \text{Re})^{2.58}} \quad \text{Re} > 10^6 \text{ to } 10^9 \quad (2.11)$$

$$C_{f\text{ tur,Raymer}} = \frac{0.455}{(\log_{10} \text{Re})^{2.58} \cdot (1 + 0.144M^2)^{0.65}} \quad \text{Re} > 10^6 \text{ to } 10^9 \quad (2.12)$$

เมื่อ Re คือเลขเรย์โนลด์จากการสืบค้นพบว่า Hoerner (1965) ได้มีการนำเสนอกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง  $C_f$  และ Re ซึ่งประกอบไปด้วยเส้น Blasius ที่ใช้บอกความสัมพันธ์ในช่วงราบเรียบและเส้น Schoenherr สำหรับช่วงปั่นป่วน ดังนี้

Hoerner (1965) ได้เสนอแบบจำลองของ FF สำหรับปีกสี่เหลี่ยมพื้นผ้าและไม่มีมุม Sweep ซึ่งในสมการมีเทอมของ  $t/c$  ที่เป็นเชิงเส้น เพื่อใช้พิจารณาผลของ Super-velocity และ

เทอมของ  $t/c$  ที่เป็นการใช้พิจารณาผลของ adverse pressure drag ซึ่งจะเพิ่มขึ้นตามระยะทางตามแนวของคอร์ด Torenbeek (1982) เสนอแบบจำลองในการทำนองเดียวกับ Hoerner (1965) แต่มีสัมประสิทธิ์หน้า  $t/c$  ต่างกัน

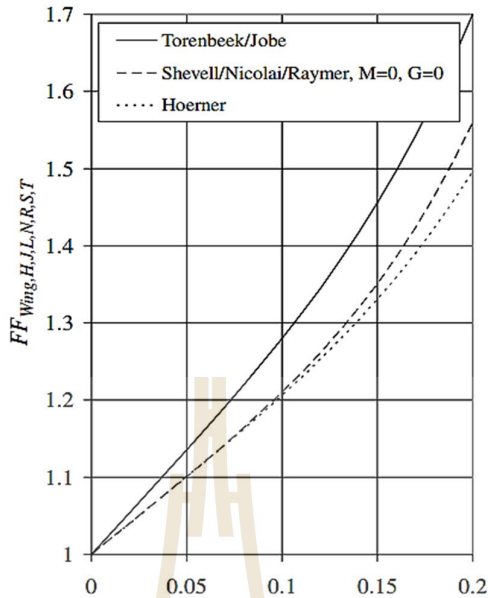


รูปที่ 2.23 ความสัมพันธ์ระหว่าง  $C_f$  และ  $Re$  (Hoerner, 1965)

$$FF_{wing, Hoerner} = 1 + 2 \frac{t}{c} + 60 \left( \frac{t}{c} \right)^4 \quad (2.13)$$

$$FF_{wing, Torenbeek} = 1 + 2.7 \frac{t}{c} + 100 \left( \frac{t}{c} \right)^4 \quad (2.14)$$

Ohad Gur และคณะ (2010) ได้ทำการเปรียบเทียบค่าของ FF ประกอบไปด้วยแบบจำลองของ Hoerner (1965), Torenbeek (1982) โดย Shevell (1989) และ Roskam (2006) ใช้  $x/c=0.3$ ,  $M=0$ ,  $\Lambda=0$  ผลปรากฏว่า ที่  $t/c$  เท่ากับ 0.12 ซึ่งเป็นค่าทั่วไปของแพนอากาศที่ใช้ในปัจจุบันมีค่า FF อยู่ในช่วง 1.25 ถึง 1.35 แสดงตามรูปที่ 2.24



รูปที่ 2.24 แสดงความสัมพันธ์ระหว่าง  $FF$  และ  $t/c$  (Ohad Gur และคณะ, 2010)

### 2.8.3 แรงต้าน Induced

John D. Anderson (2010) กล่าวว่าสำหรับปีก แรงต้านชนิดนี้เป็นสัดส่วนของสัมประสิทธิ์แรงยกกำลังสองและค่าคง  $K$  เกิดขึ้นเมื่อพิจารณาในสามมิติเท่านั้น ซึ่งเกิดจากมุมปะทะ ณ ตำแหน่งใด ๆ มีแนวโน้มลดลงและแรงยกมีความลาดเอียงไปด้านหลังมากขึ้นส่งผลให้แรงต้านเพิ่มขึ้น การที่มุมปะทะที่ตำแหน่งใด ๆ เปลี่ยนไป เนื่องจากกระแสอากาศไหลวนที่ปลายปีก (Wingtip vortex) จะเหนี่ยวนำให้กระแสอากาศรอบๆ เคลื่อนที่ลงตามไปด้วย (Downward direction) ทั้งนี้เกิดจากความไม่เท่ากันระหว่างความดันของผิวบนและล่างของปีก ในทางทฤษฎีแรงต้านเหนี่ยวนำจะมีค่าต่ำสุดเมื่อแรงยกมีการกระจายตัวแบบวงรี (Elliptical lift distribution) เพราะรูปแบบของแรงยกเช่นนี้ จะเกิด Downwash ที่คงที่ตลอดทั้งแนว Span แต่ในความเป็นจริงแรงยกจะไม่มีการกระจายตัวเช่นนี้ จึงจำเป็นต้องเพิ่มสัมประสิทธิ์เข้าไปในสมการเพื่อพิจารณาความคลาดเคลื่อนนี้ เรียกว่า Span efficiency factor ( $e$ ) สามารถแสดงสมการได้ดังนี้

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{e\pi AR} \quad (2.15)$$

### 2.8.4 แรงต้านรวม (Total Drag)

แรงต้านรวมประกอบไปด้วยแรงต้าน Parasite และ Induced แสดงสมการได้ดังนี้

$$C_D = C_{D_p} + \frac{C_L^2}{e\pi AR} \quad (2.16)$$

$$C_{D_p} = C_{D0} + \gamma C_L^2 \quad (2.17)$$

แทนสมการ (2.17) ลงใน (2.16)

$$C_D = C_{D0} + \gamma C_L^2 + \frac{C_L^2}{e\pi AR} \quad (2.18)$$

เมื่อ  $C_{DP}$  คือ สัมประสิทธิ์แรงต้าน Parasite  $\gamma$  คือ Profile drag due to lift factor เพื่อความสะดวกจึงจัดรูปสมการดังต่อไปนี้

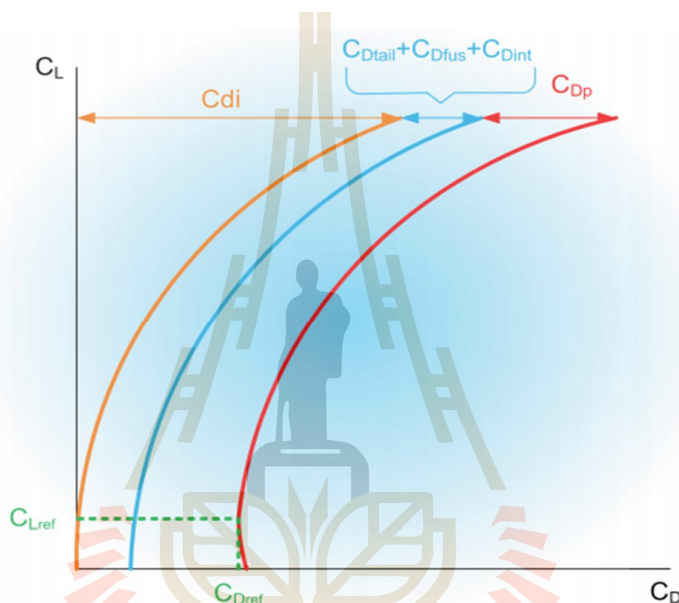
$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{e\pi AR} \quad (2.19)$$

เมื่อ  $e$  คือผลรวมระหว่าง Span efficiency factor และ Profile drag due to lift factor จากสมการพบว่า หากแรงยกเท่ากับศูนย์ แรงต้านรวมจะเท่ากับแรงต้าน parasite ที่แรงยกเท่ากับศูนย์ ซึ่งคือแรงต้านที่ต่ำที่สุดด้วย (Minimum drag) อย่างไรก็ตาม ในความเป็นจริงอากาศยานจะถูกออกแบบให้มีแรงต้านต่ำที่สุดกรณีบินเดินทาง ซึ่งแรงยกไม่ได้มีค่าเท่ากับศูนย์ หากทำการลดมุมปะทะลงให้ต่ำกว่าศูนย์จนแรงยกเป็นศูนย์ไปด้วย แรงต้านที่ได้จะไม่ใช่ว่าแรงต้านที่ต่ำที่สุดเนื่องจากผลของแรงต้าน Parasite ที่แรงยกเท่ากับศูนย์นั้นมีค่าสูง (แรงต้าน Induced เท่ากับศูนย์) ด้วยเหตุนี้ จึงจำเป็นต้องปรับรูปแบบสมการให้เหมาะสมกับความเป็นจริงดังนี้

$$C_D = C_{D_{ref}} + \frac{(C_L - C_{L_{ref}})^2}{e\pi AR} \quad (2.20)$$

เมื่อ  $C_{L_{ref}}$  และ  $C_{D_{ref}}$  คือสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้านอ้างอิง ซึ่งโดยทั่วไปคือตำแหน่งที่อากาศยานบินเดินทาง เพื่อความเข้าใจที่มากขึ้น สามารถแสดงรูปได้ดังต่อไปนี้

จากรูปที่ 2.11 จะเห็นได้ว่า  $C_{D_i}$  จะมีค่าต่ำสุดที่แรงยกเท่ากับศูนย์ ส่วน  $C_{D_0}$  ประกอบไปด้วยผลรวมจากปีก ลำตัวและชุดพวงหางซึ่งจะมีค่าคงที่ไม่เปลี่ยนแปลงตามแรงยก  $C_{D_p}$  จะมีค่าเพิ่มขึ้นตามแรงยก (มุมปะทะ) อย่างไรก็ตาม ที่ตำแหน่งแรงยกเท่ากับศูนย์ พบว่าแรงต้านที่ได้ ไม่ใช่แรงต้านต่ำสุด

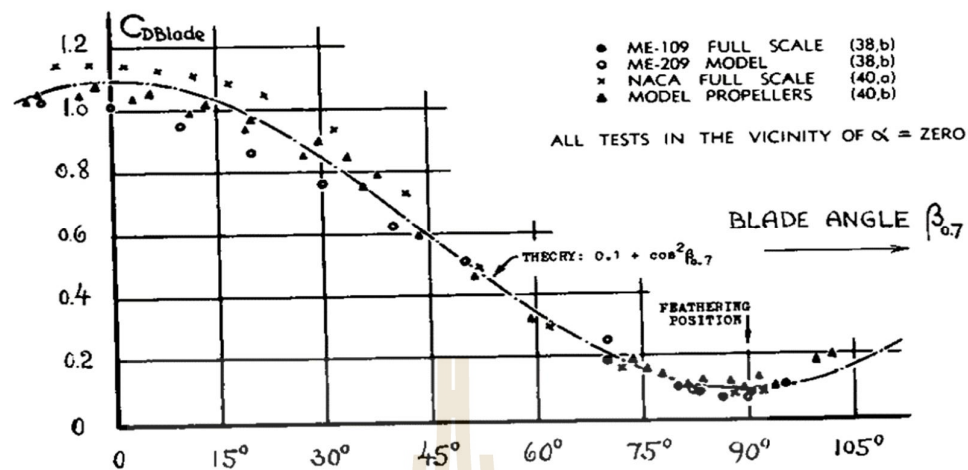


รูปที่ 2.25 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้าน (Dennis Trips, 2010)

### 2.8.5 แรงต้านจากระบบขึ้นลงทางดิ่ง

เนื่องด้วยอากาศยานแบบผสมนี้ต้องมีการพิจารณาแรงต้านจากใบพัดที่หุดหมุนด้วย จากการสืบค้นพบว่าไม่มีการหาแรงต้านนี้สำหรับใบพัดอากาศยานหลายใบพัดทั้งการทดสอบจริงและการใช้ CFD อย่างไรก็ตาม ได้ทำการทดสอบใบพัด ณ มุมติดตั้งต่างๆพิจารณาที่ตำแหน่ง 70% ของรัศมีใบพัด ใบพัดจะสร้างทั้ง Parasite drag และ Induced drag เนื่องจากใบพัดมุมปะทะที่ทำให้เกิดแรงยกได้ มีค่าต่ำสุดเท่ากับ 0.1 อีกมีลักษณะเป็นแผนอากาศดังแสดงดังรูปที่ 2.20 และสมการแรงต้านที่เป็นฟังก์ชันของมุมติดตั้ง ณ ตำแหน่ง 70% ของรัศมีใบพัด





รูปที่ 2.26 สัมประสิทธิ์แรงต้านใบพัดที่ทดสอบโดย Hoerner (1965)

$$C_{DBI} = 0.1 + \cos^2 \beta \quad (2.21)$$

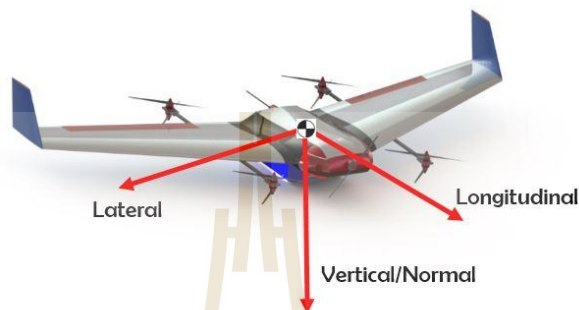
อย่างไรก็ตาม จากการสืบค้นลักษณะของใบพัดพบว่าใบพัดที่มีมุมติดตั้งเท่ากัน ทุกๆตำแหน่ง (รูปที่ 2.21) ซึ่งแตกต่างกับใบพัดของอากาศยานหลายใบพัดที่ในส่วนของโคนใบมี มุมติดตั้งที่สูง ด้วยเหตุนี้ อาจทำให้สัมประสิทธิ์แรงต้านของใบพัดที่คาดว่าจะใช้มากกว่า



รูปที่ 2.27 ใบพัด ME-109 (ME-109, 2016)

## 2.9 เสถียรภาพของอากาศยาน

แกนของอากาศยานจะพิจารณาที่จุดศูนย์กลาง โดยแบ่งเป็น แกนตามยาว (longitudinal) แกนตามขวาง (Lateral) และแกนตั้งฉาก (Vertical or Normal) การหมุนรอบแกนทั้ง 3 คือ Roll, Pitch และ Yaw ตามลำดับ



รูปที่ 2.28 แกนในอากาศยาน

เสถียรภาพของอากาศยานจะแบ่งออกเป็น 2 ประเภทคือ เสถียรภาพสถิตย์ (Static stability) และเสถียรภาพพลวัต (Dynamic stability) โดยทั้ง 2 ประเภทนี้จะประยุกต์ใช้กับแกนของอากาศยานทั้ง 3 ซึ่ง Static stability คือแนวโน้มของอากาศยานที่จะกลับสู่จุดสมดุลหรือ จุดทริม (Trim) ภายหลังการถูกรบกวนของลมหรือนักบินเองโดยไม่ได้พิจารณาเวลาในการกลับเข้าสู่จุดนั้น แตกต่างกับ Dynamic stability ที่จะมีเวลาเข้ามาเกี่ยวข้องอยู่ในรูปความถี่และความหน่วง

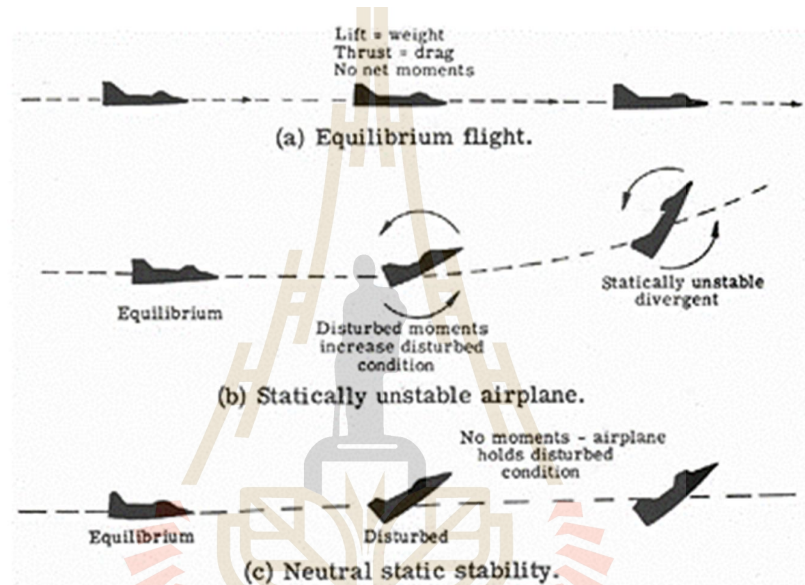
Static stability มีความสำคัญอย่างยิ่งที่จะต้องพิจารณาตั้งแต่เริ่มต้นออกแบบอากาศยาน โดยเฉพาะอย่างยิ่งสำหรับแกนตามยาวหรือการ Pitch เนื่องจากมีผลต่อการเพิ่มลดความสูงและความเร็ว รูปที่ 2.29 แสดงตัวอย่างเสถียรภาพของอากาศยานทั้ง 3 รูปแบบคือ Stable, Unstable และ Neutral

### 2.9.1 เสถียรภาพในแนวแกนยาวของอากาศยาน

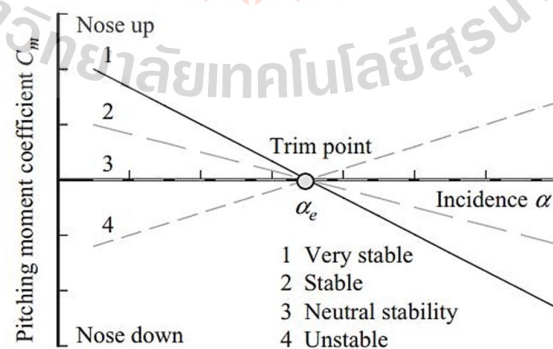
สำหรับ Static longitudinal stability จะถูกนิยามด้วย Stability margin หรือ Stability coefficient ดังสมการที่ 2.22 โดยบ่งบอกถึงระยะห่างระหว่าง Neutral point และ จุดศูนย์กลาง พิจารณารูปที่ 2.30 ประกอบพบว่า ความชันหมายเลข 1 คือเมื่อ Stability margin สูงที่สุด (ความชันเป็นลบ) อากาศยานมีแนวโน้มจะกลับเข้าสู่จุดสมดุลได้รวดเร็วที่สุด หมายเลข 3 คือ Stability margin เท่ากับศูนย์หรือการวางจุดศูนย์กลางไว้ที่ Neutral point พอดี (ความชันเป็น

ศูนย์) หมายถึงหากอากาศยานถูกรบกวนให้ออกห่างจากจุดtrim จะไม่มีแนวโน้มที่จะกลับสู่จุดtrim อีกและไม่ออกไปทางเสียเสถียรภาพด้วย หมายเลข 4 คือเมื่อ Stability margin เป็นลบที่สุด (ความชันเป็นบวก) หมายถึงหากอากาศยานถูกรบกวนให้ออกห่างจากจุดtrim จะมีแนวโน้มที่จะไม่กลับจุดที่มีเสถียรภาพอีก

$$\sigma = \frac{x_{NP} - x_{CG}}{C_{MAC}} \quad (2.22)$$

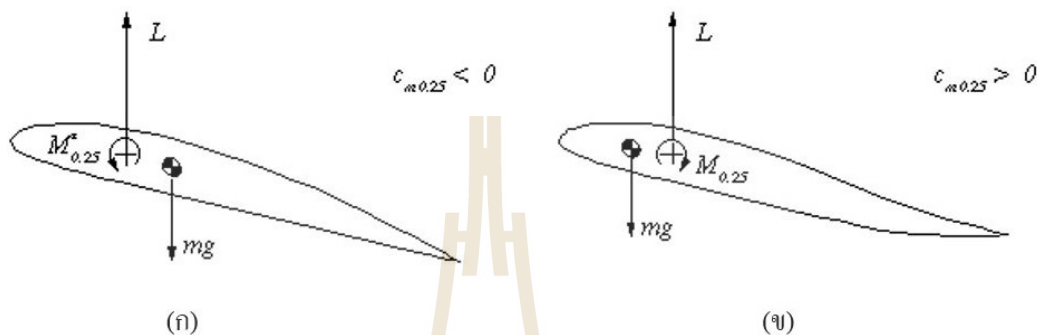


รูปที่ 2.29 เสถียรภาพสถิตยของอากาศยาน



รูปที่ 2.30 ความชันของ Pitching moment เมื่อมี Stability margin ต่างกัน (Michael V. Cook, 2007)

ตำแหน่งของการวางจุดศูนย์ถ่วงไม่ได้วางไว้ที่หน้าจุด Neutral point เสมอไป พิจารณารูปที่ 2.31 พบว่า อากาศยานแบบทั่วไปและอากาศยานแบบปีกบินหากต้องการให้มีเสถียรภาพสถิตย์ต้องมีการวางจุดศูนย์ถ่วงตรงข้ามกัน เนื่องด้วยโมเมนต์แพนอากาศของอากาศยานทั่วไปมีค่าเป็นลบแต่แพนอากาศสำหรับปีกบินจะมีค่าเป็นลบน้อยจนถึงบวก



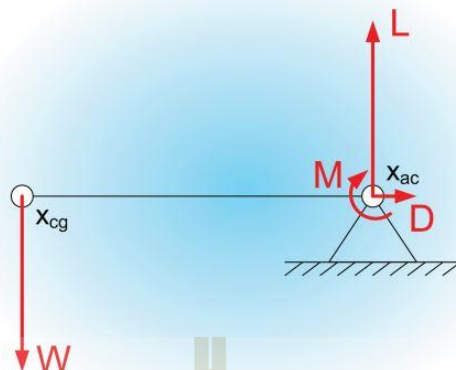
รูปที่ 2.31 ตำแหน่งการวางจุดศูนย์ถ่วงที่แตกต่างกันระหว่างแพนอากาศที่มีโมเมนต์เป็นลบ (ก) และโมเมนต์เป็นบวก (ข) (Martin Hepperle, 2002)

### 2.9.2 การทรมอากาศยานแบบปีกบิน

การปรับทรมอากาศยานมีขึ้นเพื่อให้อากาศยานสามารถอยู่ในอากาศได้ตามท่าทางการบินที่นักบินต้องการ โดยทั่วไปในการบินเดินทางนั้น นักบินต้องการให้อากาศยานบินด้วยความเร็วคงที่และไม่เสียความสูง ดังนั้น โมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วงจึงต้องเท่ากับศูนย์ อย่างไรก็ตาม เมื่อมีการเปลี่ยนความเร็ว อากาศยานต้องปรับทรมใหม่ เนื่องด้วยมีแรงและโมเมนต์ที่กระทำต่ออากาศยานเปลี่ยนไป

สำหรับอากาศยานแบบปีกบินนั้นไม่มี Horizontal stabilizer ที่ช่วยในการสมดุลโมเมนต์ ดังนั้น สมการสมดุลโมเมนต์สามารถแสดงได้ดังสมการที่ 2.23 และรูปที่ 2.32 โดยทั่วไปอากาศยานแบบปีกบินจะมีการบิดมุมปลายปีกลง (washout) เพื่อสมดุลโมเมนต์ในแนวแกน ทำให้มี static stability ตามต้องการโดยไม่ต้องปรับทรมหรือปรับเล็กน้อย

$$C_L \cdot (x_{AC} - x_{CG}) - C_M \cdot c_{MAC} = 0 \quad (2.23)$$

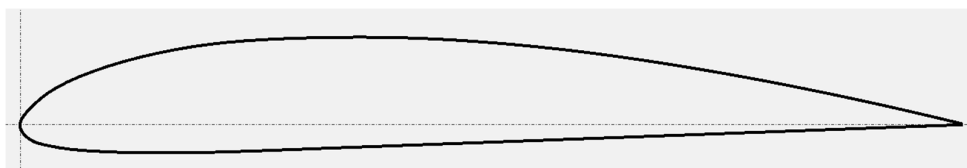


รูปที่ 2.32 การสมดุลโมเมนต์สำหรับอากาศยานแบบปีกบิน (Dennis Trips, 2010)

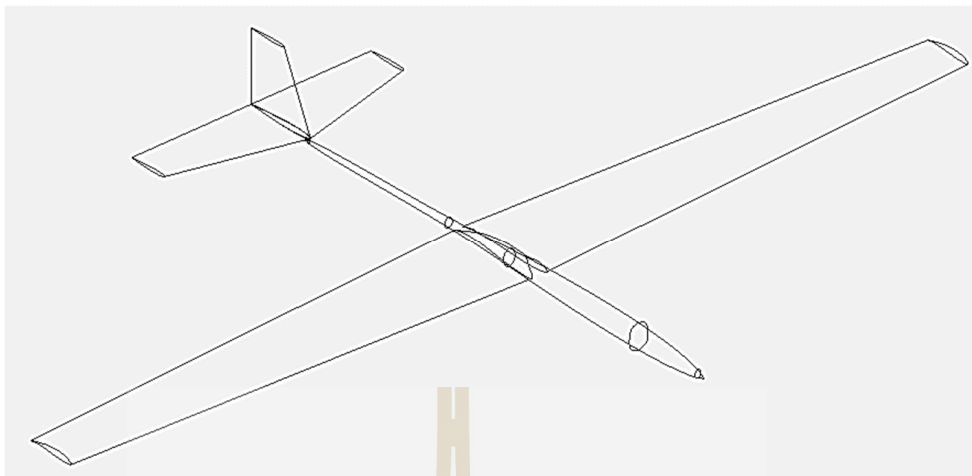
## 2.10 โปรแกรมช่วยในการออกแบบ

XFLR5 (XFLR, 2013) เป็นโปรแกรมสำหรับการวิเคราะห์การไหลผ่านอากาศยานกรณีเลขเรโนลด์ต่ำ (น้อยกว่า 1 ล้าน) โดยใช้วิธี 3D Panel Method, Vortex Lattice Method (VLM) ซึ่งเป็นการวิเคราะห์แบบไม่มีความหนืด (Inviscid) หรือ Potential flow โดยจุดเด่นของวิธีนี้คือมีการคำนวณที่รวดเร็ว ซึ่งเหมาะกับช่วงการออกแบบเบื้องต้นที่ต้องปรับเปลี่ยนและเปรียบเทียบแบบอยู่บ่อยครั้ง อย่างไรก็ตามความแม่นยำของโปรแกรมต่ำกว่าการใช้ ANSYS Fluent เนื่องจากไม่ได้คำนวณผลจากความหนืดโดยตรง แต่ได้มีการเพิ่มความแม่นยำให้มากขึ้นด้วยแบบจำลองที่เรียกว่า Vicious Boundary Layer (Drela, M., and Giles, M.B., 1987)

โปรแกรม XFLR5 ประกอบไปด้วย 2 ส่วนหลักคือ การวิเคราะห์แผนอากาศด้วยโปรแกรม XFOIL ซึ่งสามารถหาสัมประสิทธิ์แรงยก แรงต้านและโมเมนต์ได้เมื่อใส่พิกัดรูปร่างของแผนอากาศเข้าไป โดยเป็นการใช้ทฤษฎี Panel method สามารถปรับเปลี่ยนเลขเรโนลด์และมุมปะทะได้ตามต้องการ ในส่วนที่สองคือการออกแบบและวิเคราะห์ปีก ทั้งแรง โมเมนต์และเสถียรภาพ



รูปที่ 2.33 การตั้งค่าการคำนวณทางอากาศพลศาสตร์ของแผนอากาศ CLARK Y



รูปที่ 2.34 ผลการวิเคราะห์ปีกโดยใช้ทฤษฎี Vortex Lattice Method (VLM) ด้วยโปรแกรม XFLR5

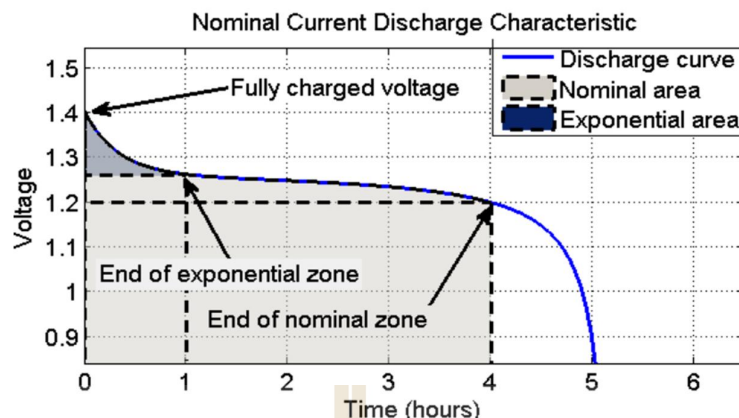
## 2.11 การประมาณน้ำหนักแบตเตอรี่

น้ำหนักของแบตเตอรี่ขึ้นอยู่กับพลังงานที่ต้องการ โดยพิจารณาตาม Mission profile ทั้งในส่วนของการขึ้นบินปีกตรงและหลายใบพัด เนื่องด้วยแหล่งพลังงานที่จะถูกใช้คือไฟฟ้า ดังนั้น จึงมีความจำเป็นต้องสืบค้นวิธีที่จะใช้ประมาณพลังงานที่ใช้และนำไปสู่น้ำหนักแบตเตอรี่ต่อไป

Ferit Cakici (2013) กล่าวว่า แบตเตอรี่ลิเทียมพอลิเมอร์ (LiPo) เป็นแบตเตอรี่ที่น่ากลับมาชาร์จใหม่ได้ซึ่งโดยทั่วไปจะมีการต่อขนาน (P) เพื่อเพิ่มความจุของกระแสไฟฟ้า และต่อแบบอนุกรมเพื่อเพิ่มแรงดันไฟฟ้า (S) ตัวอย่างคือ 3S1P คือแบตเตอรี่ที่มีการต่ออนุกรม 3 เซลล์ ซึ่งแต่ละเซลล์จะมีแรงดันต่ำสุดคือ 2.7 V และสูงสุดคือ 4.23 V เพื่อป้องกันเซลล์เสียหายมักจะใช้งานเพียงแค่ 80% ของความจุสูงสุดเท่านั้น โดยมีแรงดันอยู่ที่ 3.72 ถึง 3.74 V ต่อเซลล์เมื่อทดสอบแบบวงจรเปิด การบอกความจุของแบตเตอรี่นี้จะบอกด้วยหน่วย mAh ซึ่งหมายความว่าถ้ามีโหลดต่อเข้ากับแบตเตอรี่ แบตเตอรี่จะสามารถจ่ายกระแสได้เท่าใดภายใน 1 ชั่วโมง ซึ่งแบตเตอรี่ที่สามารถซื้อได้ตามท้องตลาดจะมีหน่วยกำกับกับการจ่ายไฟฟ้าคือ Continuous Discharge Rating หรือ C ซึ่งคือปริมาณการจ่ายกระแสไฟฟ้าจากแบตเตอรี่อย่างปลอดภัยจะมีค่าเป็นจำนวนเท่าของความจุ ตัวอย่างคือ 10C หมายถึง แบตเตอรี่นี้สามารถจ่ายกระแสไฟฟ้าสูงสุด 10 เท่าของความจุ

จากรูปที่ 2.15 พบว่า ช่วงเริ่มต้นจะมีการเปลี่ยนแปลงแรงดันไฟฟ้าแบบ Exponential zone จากนั้นแรงดันไฟฟ้าจะค่อนข้างคงที่ซึ่งเรียกว่า Nominal zone เมื่อผ่านช่วงนี้ไป แรงดันไฟฟ้าจะตกลงอย่างรวดเร็วซึ่งเป็นจุดสิ้นสุดการใช้งานแบตเตอรี่





รูปที่ 2.35 การเปลี่ยนแปลงของแรงดันไฟฟ้าในเซลล์ของแบตเตอรี่เมื่อถูกใช้งาน (Ferit Cakici, 2013)

### 2.11.1 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของแบตเตอรี่

โดยทั่วไปเพื่อความสะดวกในการคำนวณพหุคูณเบื้องต้น แรงดันไฟฟ้าของแบตเตอรี่ จะถูกกำหนดให้เป็นค่าคงที่ (H.C.M. Veerman B.Sc., 2012) ซึ่งผิดจากความเป็นจริงที่ แรงดันไฟฟ้า จะลดลงเรื่อยๆโดยมีความชันแตกต่างกันตามอัตราการจ่ายกระแส ด้วยเหตุนี้จึงต้อง หาสมการเพื่ออธิบายการลดลงของแรงดันไฟฟ้าเมื่อความจุลดลง

Olivier Tremblay และคณะ (2007) ได้เสนอแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ซึ่ง พิจารณาผลของแรงดันที่ลดลงอันเนื่องมาจากความจุของแบตเตอรี่และแรงดันตกคร่อมเนื่องจาก ความต้านทานภายใน อย่างไรก็ตาม สมการนี้ต้องการค่าคงที่ที่ได้จากการทดสอบ ซึ่งเป็นค่าจำเพาะ ของแบตเตอรี่นั้นๆ เนื่องด้วยระหว่างกระบวนการออกแบบ ยังไม่ทราบความจุที่แน่ชัด จึงเป็นการ ยากที่จะทดสอบ นอกจากนี้ยังเป็นการทำนายพฤติกรรมของแรงดันไฟฟ้าที่อัตราการจ่ายกระแสคงที่ ค่าหนึ่ง ซึ่งในความเป็นจริงมอเตอร์จะต้องการกระแสเพิ่มขึ้นเรื่อยๆเมื่อแรงดันไฟฟ้าลดลง

Dries Verstraete และคณะ (2014) ได้นำสมการที่ปรากฏในบทความของ Olivier Tremblay และคณะ (2007) มาประยุกต์ใช้กับ Peukert effect ซึ่งหากการใช้งานแบตเตอรี่ ตั้งอยู่ บนสมมติฐานที่ว่า LiPo ไม่เกิด Peukert effect ก็ไม่จำเป็นต้องเพิ่มสมการนี้เข้าไป อันเป็นการเพิ่ม ความซับซ้อนให้สมการ

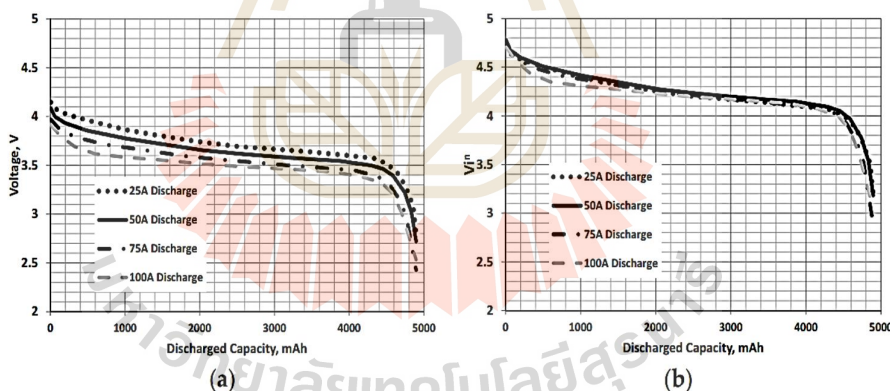
Lance W. Traub (2011) ได้นำ Peukert effect ไปคำนวณหาพหุคูณการบิน โดย Peukert effect คือการที่ความจุแบตเตอรี่ที่ใช้ได้จริงลดลงตามอัตราการกินกระแส แรงดันไฟฟ้า

ของแบตเตอรี่ถูกกำหนดให้ลดลงอย่างเป็นเชิงเส้น อย่างไรก็ตามในบทความนี้ยังไม่ได้มีการทดสอบจริงแต่อย่างใด เป็นเพียงแต่การแสดงผลพล็อตโดยคำนวณจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เท่านั้น

จากบทความข้างต้นที่กล่าวว่า อากาศยานต้องการรักษากำลังที่ให้กับมอเตอร์เพื่อรักษาความเร็ว Lance W. Traub (2016) จึงได้เสนอความสัมพันธ์ระหว่างกำลังไฟฟ้าของแบตเตอรี่ที่เปลี่ยนไปตามการลดลงของความจุ โดยใช้ข้อมูลการทดสอบอัตราการจ่ายกระแสแรงที่สำหรับแบตเตอรี่ความจุเดียวกันดังรูปที่ 2.16 และดังสมการต่อไปนี้

$$i^n V(D) = \text{Const} (D) \quad (2.24)$$

จากสมการที่ 2.24 หมายความว่า ผลคูณของอัตราการจ่ายกระแสยกกำลัง  $n$  และแรงดันไฟฟ้า ณ ปริมาณการจ่ายกระแสแล้วหนึ่ง ( $D$ ) จะเท่ากับค่าคงที่ โดยบทความนี้ได้เสนอว่า  $n=0.05$  สำหรับแบตเตอรี่ LiPo ใดๆ ซึ่งผู้วิจัยสามารถหา  $n$  ได้โดยการใช้วิธี Non-linear Least Squares Minimization ซึ่งปรากฏในโปรแกรม MATLAB โดยค่า  $n=0.05$  ไม่เหมาะกับการทำนายพฤติกรรมของ LiPo ที่ใช้งานที่อุณหภูมิต่ำ อาทิ -20 องศาเซลเซียส



รูปที่ 2.36 ผลจากการทดสอบแบตเตอรี่ขนาด 5000 mAh เมื่อ  $n=0.05$  (Lance W. Traub, 2016)

## 2.12 กำลังขับของอากาศยานปีกหมุน

เรื่องการต้องการออกแบบให้อากาศยานสามารถขึ้น-ลงทางดิ่งได้ ดังนั้นระบบขับเคลื่อนแบบอากาศยานปีกหมุนจะถูกใช้ในกรณี ลอยตัวนิ่ง ขึ้นทางดิ่งและลงทางดิ่ง โดยการวิเคราะห์นี้ อาศัยสมการโมเมนตัมการไหลผ่าน Actuator disk โดยไม่คิดผลของแรงขับและแรงบิดของใบพัดดังนี้

### 2.12.1 กรณีลอยตัวนิ่ง

การลอยตัวนิ่งในอากาศพบว่า ไม่มีความเร็วของอากาศการประเมินประสิทธิภาพของอากาศยานปีกหมุนนิยมบอกด้วย Figure of Merit (FM) โดย Gordon J. Leishman (2006) กล่าวว่า เป็นสัดส่วนระหว่างกำลังที่ต้องการในการลอยตัวในอากาศในอุดมคติซึ่งไม่พิจารณาผลของความหนืดและกำลังที่ต้องการจริงในการลอยตัวในอากาศ โดยยังพบอีกว่า หากสัมประสิทธิ์แรงขับของใบพัดเพิ่มขึ้น จะส่งผลให้ FM มีแนวโน้มเพิ่มขึ้นจนถึงค่าๆหนึ่งก็จะเริ่มคงที่ เนื่องจากกำลังที่ต้องใช้นั้นเพิ่มขึ้นจากการไหลแบบมีความหนืด สามารถแสดงสมการดังนี้

$$FM = \frac{P_{ideal}}{P_{meas}} = \frac{C_T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2} \cdot C_{P_{meas}}} \quad (2.25)$$

$$C_T = \frac{T_0}{\rho \cdot A_p \cdot V_T^2} \quad (2.26)$$

$$C_P = \frac{P_0}{\rho \cdot A_p \cdot V_T^3} \quad (2.27)$$

$$P_h = \frac{\left(\frac{W_{TO}}{N}\right)^{\frac{3}{2}} \cdot N}{FM \cdot \sqrt{2} \cdot \rho \cdot A_p} \quad (2.28)$$

เมื่อ  $C_T$  คือสัมประสิทธิ์แรงขับและ  $C_{P_{meas}}$  คือสัมประสิทธิ์กำลังที่ใช้จริง  $A_p$  คือพื้นที่วงกลมของใบพัด ( $m^2$ )  $V_T$  คือความเร็วอากาศยานที่ปลายใบพัด ( $m/s$ )  $W_{TO}$  คือน้ำหนักอากาศยาน ( $kg$ )  $N$  คือจำนวนใบพัด  $P_h$  คือกำลังที่ใช้ในการลอยตัวของอากาศยาน

### 2.12.2 กรณีขึ้นทางดิ่ง

Bo Wang และคณะ (2016) ได้ประยุกต์ใช้สมการที่ปรากฏในหนังสือ Principles of Helicopter Aerodynamics (Gordon J. Leishman, 2006) ดังนี้

$$P_C = \left\{ \frac{\kappa(T_C / N)V_C}{2} \left[ 1 + \sqrt{1 + \frac{2(T_C / N)}{\rho A_p V_C^2}} \right] \right\} N \quad (2.29)$$

$$T_C = W_{TO} + \frac{\rho}{2} V_C^2 S C_{D0} \quad (2.30)$$

$$K_T = \frac{T_C}{W_{TO}} \quad (2.31)$$

กำหนดให้ความเร็วไต่ระดับ,  $V_C$  ค่าคงที่ตามผู้ใช้งาน และแรงขับในการไต่ระดับ,  $T_C$  ได้จากผลรวมระหว่างน้ำหนักของอากาศยานและแรงต้านที่กระทำต่อพื้นผิวอากาศยาน,  $S$  โดย R. H. Stone (2004) แนะนำสัดส่วนแรงขับต่อน้ำหนักสำหรับอากาศยานปีกหมุน,  $K_T$  เท่ากับ 1.15 อย่างไรก็ตาม หากมีการกำหนดความเร็วไต่ขึ้น ใช้สมการที่ 2.30 เพื่อหาค่าที่ต้องใช้ได้

$\kappa$  คือ induced power factor เป็นค่าที่ใช้พิจารณาผลของกำลังเพิ่มเติมที่ไม่ได้ถูกทำนาย ด้วยสมการโมเมนตัมการไหล อาทิ non-uniform flow, tip losses, wake swirl, finite number of blades เป็นต้น ซึ่งอากาศยานขนาดใหญ่มีค่าเฉลี่ยอยู่ที่ 1.15 (Gordon J. Leishman, 2006)

### 2.12.3 กรณีลงทางดิ่ง

Gordon J. Leishman (2006) กล่าวว่า หากความเร็วในการลงของอากาศยานไม่มากพอที่จะทำให้การไหลของอากาศยานผ่านใบพัดไปในทิศทางเดียวแล้ว สมการโมเมนตัมจะไม่สามารถทำนายแรงขับและกำลังได้อย่างแม่นยำ เนื่องจากสมมติฐานของการไหลของอากาศผ่านพื้นที่ของใบพัดถูกกำหนดให้ไหลไปในทิศทางเดียวกัน หากความเร็วไต่ลง ( $V_{Des}$ ) น้อยกว่าสองเท่าของความเร็วอากาศที่ถูกเหนี่ยวนำให้ไหลผ่านใบพัดในกรณีลอยตัวนิ่ง ( $V_h$ ) (สมการที่ 2.32) แล้วความเร็วอากาศที่ถูกเหนี่ยวนำให้ไหลผ่านใบพัดในกรณีไต่ลง ( $V_{i,Des}$ ) สามารถประมาณได้จากผล

$$x = -\frac{V_{Des}}{V_h} \quad (2.32)$$

การทดลองดังสมการที่ 2.34 นำสู่กำลังที่ใช้ในการไต่ลงของอากาศยาน

$$V_h = \sqrt{\frac{(W_{TO} / N)}{2\rho A_p}} \quad (2.33)$$

$$V_{i,Des} = (\kappa - 1.125x - 1.372x^2 - 1.718x^3 - 0.655x^4)V_h \quad \text{เมื่อ} \\ V_{Des} < 2V_h \quad (2.34)$$

$$T_{Des} = W_{TO} - \frac{\rho}{2} V_{Des}^2 SC_{D0} \quad (2.35)$$

$$P_{Des} = \kappa T_{Des} (V_{i,Des} - V_{Des}) \quad (2.36)$$

### 2.13 ใบพัดคู่ร่วมแกน

ใบพัดคู่ร่วมแกน หรือ Coaxial rotor เป็นรูปแบบการติดตั้งใบพัดชนิดหนึ่งที่มีจุดศูนย์กลางใบพัดตรงกันในแนวดิ่ง โดยใบพัดทั้งสองจะหมุนในทิศทางตรงกันข้ามเพื่อสมดุลแรงบิดซึ่งกันและกัน Yao Lei และคณะ (2012) กล่าวว่า หากเปรียบเทียบที่น้ำหนักและ Disk loading ของใบพัดเท่ากัน Coaxial rotor จะมีขนาดเล็กกว่าอากาศยานปีกหมุนที่ติดตั้งใบพัดแบบเดี่ยว (Single rotor) เนื่องจากพฤติการณ์ไหลของอากาศยานผ่านใบพัดที่แตกต่างกับการติดตั้งแบบ Single rotor จึงมีผู้ศึกษาระบบใบพัดชนิด Coaxial rotor ดังต่อไปนี้

Roman Czyba และคณะ (2015) ได้นำเสนอการวิเคราะห์แรงขับของ Coaxial rotor ทั้งคำนวณโดยวิธีทางทฤษฎีและปฏิบัติ โดยวิธีทางทฤษฎีได้มีการประยุกต์ใช้สมการที่ปรากฏในหนังสือของ Gordon J. Leishman (2006) ซึ่งคือสมการ โมเมนต์การไหลผ่านพื้นที่ของใบพัดทั้งบนและล่าง จากวิธีทางทฤษฎีพบว่า ใบพัดขนาด 8 นิ้ว แรงขับที่ได้จากการติดตั้งแบบ Coaxial rotor มีค่าเป็น 0.85 เท่าของผลรวมแรงขับใบพัดที่ติดตั้งแบบ Single rotor สองตัว จากนั้นได้ทำการทดสอบจริงที่ Duty cycle เท่ากันพบว่า แรงขับที่ได้จากการติดตั้งแบบ Coaxial rotor มีค่าน้อยกว่าผลรวมแรงขับใบพัดที่ติดตั้งแบบ Single rotor สองตัวจริง ซึ่งแรงขับที่สูญเสียเท่ากับ 20% ในทางปฏิบัติหมายความว่า นักบินต้องทำการเพิ่ม Duty cycle เพื่อชดเชยแรงขับที่หายไปนี้ (จากการทดสอบของ Roman Czyba และคณะ, 2015 พบว่าต้องเพิ่มขึ้น Duty cycle อีก 1-3 %) เพื่อให้ค่าความสูงของอากาศยานคงที่ ทั้งนี้ปริมาณแรงขับที่หายไปขึ้นอยู่กับปัจจัยหลายอย่าง อาทิ

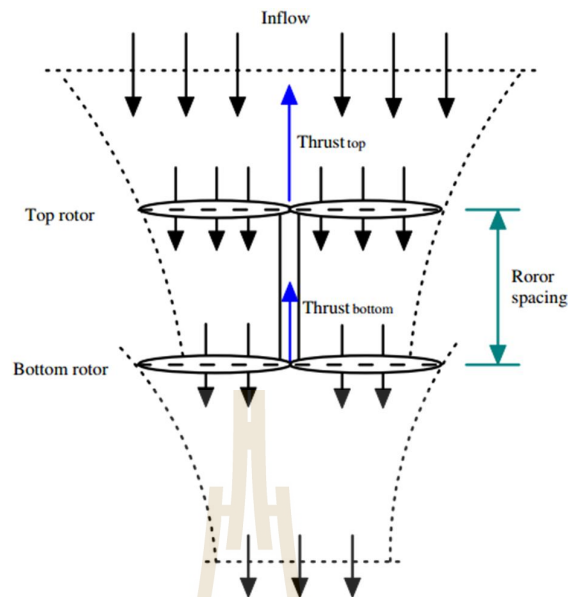
ขนาดของใบพัด มุมติดตั้งใบพัด ระยะห่างระหว่างใบพัดตามแนวแกน จึงทำให้ไม่สามารถสรุปปริมาณแรงขับที่หายไปอย่างแน่นอนได้

Yao Lei และคณะ (2012) ได้ศึกษาผลกระทบของความห่างตามแนวแกนของ Coaxial rotor ต่อแรงขับของระบบพบว่า หากมีระยะห่างที่เหมาะสม จะทำให้สร้างแรงขับได้มากขึ้น นอกจากนี้ยังพบว่า หากติดตั้งห่างมากขึ้น จะทำให้แรงขับมีแนวโน้มลดลงจนลู่เข้าค่าคงที่ค่าหนึ่ง ระยะห่างที่เหมาะสมที่ได้จากการทดสอบคือ 0.35 ถึง 0.45 ของรัศมีใบพัด (ในบทความระยะห่างคือ 77 mm เมื่อรัศมีเท่ากับ 200 mm) ซึ่งสอดคล้องกับผลการทดสอบของ Sunada และคณะ (2005)



รูปที่ 2.37 อากาศยานหลายใบพัดระบบขับเคลื่อนแบบใบพัดร่วมแกน (Roman Czyba และคณะ, 2015)

หากพิจารณาในเรื่องของกำลัง พิจารณาที่แรงขับคงที่ค่าหนึ่ง Roman Czyba และคณะ (2015) พบว่า Coaxial rotor อาทิ ที่แรงขับ 1.5 kg Coaxial rotor และ Single rotor จะใช้กำลัง 54 และ 55 W ตามลำดับ อย่างไรก็ตามจากการทดสอบของ Yao Lei และคณะ (2012) พบว่าที่แรงขับเท่ากัน Coaxial rotor จะใช้กำลังมากกว่า Single rotor 2 ตัวรวมกันเล็กน้อย อาทิ ที่แรงขับ 0.68 kg Coaxial rotor และ Single rotor จะใช้กำลัง 88 และ 85 W ตามลำดับ



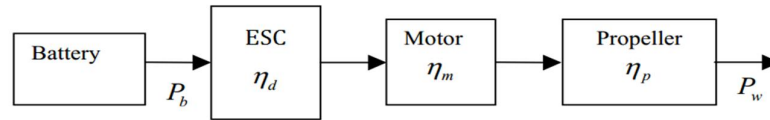
รูปที่ 2.38 จำลองการไหลผ่านใบพัดระบบขับเคลื่อนแบบใบพัดร่วมแกน (Yao Lei และคณะ, 2012)

## 2.14 ระบบขับเคลื่อน

ระบบขับเคลื่อนประกอบไปด้วย มอเตอร์ ใบพัด ตัวควบคุมรอบอิเล็กทรอนิกส์ เนื่องด้วยได้รับกำลังมอเตอร์มาจาก Preliminary sizing การคำนวณแรงต้านและน้ำหนักวิ่งขึ้นสูงสุดแล้ว สิ่งต่อมาคือการเลือกใบพัดที่เหมาะสม ซึ่งต้องให้แรงขับเพียงพอต่อทุกช่วงในการบิน อีกทั้งต้องพิจารณาแรงบิดใบพัด ซึ่งจะเป็นตัวกำหนดขนาดของมอเตอร์ต่อไป นอกจากนี้ต้องสามารถขับใบพัดได้เพียงพอแล้ว ยังต้องให้พลังงานน้อยที่สุดเท่าที่เป็นไปได้อีกด้วย เพื่อเพิ่มเวลาในการทำการบิน โดยระบบขับเคลื่อนแบ่งออกเป็น 2 ส่วนคือ ระบบขับเคลื่อนแบบหลายใบพัดสำหรับอากาศยานปีกหมุน และระบบขับเคลื่อนสำหรับอากาศยานปีกตรึง

เมื่อพิจารณาครบทั้งระบบขับเคลื่อนแล้ว สิ่งต่อมาคือการคำนวณกำลังที่ต้องการซึ่งถูกจ่ายโดยแบตเตอรี่และส่งไปเป็นกำลังขับเคลื่อนอากาศยาน โดยกระบวนการนี้เริ่มจากส่งแรงดันไฟฟ้าเข้าสู่ ESC ซึ่งจะมีการสูญเสียเกิดขึ้น จึงจำเป็นต้องพิจารณาประสิทธิภาพในส่วนนี้ ( $\eta_p$ ) จากนั้น ไฟฟ้าจะถูกส่งไปที่มอเตอร์ซึ่งจะเกิดความสูญเสียเช่นกันและถูกพิจารณาโดยประสิทธิภาพมอเตอร์ ( $\eta_m$ ) สุดท้ายคือการส่งกำลังจากมอเตอร์ไปที่ใบพัด โดยความสูญเสียส่วนนี้จะถูกพิจารณาด้วยประสิทธิภาพใบพัด ( $\eta_p$ ) ที่สร้างตามที่อากาศยานต้องการ สามารถแสดงการทำงานได้ดังรูปที่ 2.39 และสมการต่อไปนี้





รูปที่ 2.39 ระบบขับเคลื่อนด้วยพลังงานไฟฟ้า (Dale A. Lawrence และ Kamran Mohseni, 2005)

$$\eta_{tot} = \eta_p \eta_m \eta_d \quad (2.37)$$

$$P_w = \eta_{tot} P_b \quad (2.38)$$

$$P_{FW} = T_{req} V_\infty \quad (2.39)$$

เมื่อ  $\eta_{tot}$  คือประสิทธิภาพรวมของระบบส่งกำลัง  $P_w$  คือกำลังขับเคลื่อนอากาศยาน ( $W$ )  
 $P_b$  คือกำลังไฟฟ้าจากแบตเตอรี่ ( $W$ )

## 2.15 การเลือกระบบขับเคลื่อน

ในส่วนของระบบขับเคลื่อน โปรแกรม eCalc เป็นทางเลือกหนึ่งที่น่าสนใจ เนื่องจากในโปรแกรม ผู้ใช้งานสามารถทำการเลือกส่วนต่างๆ ในระบบขับเคลื่อนซึ่งได้เองซึ่งประกอบด้วย แบตเตอรี่ ใบพัด ESC มอเตอร์ ได้ตามผู้ผลิต ซึ่งโปรแกรมได้ทำงานรวบรวมไว้อย่างมากมาย โดยมีการแบ่งประเภทการคำนวณทั้งในส่วนของอากาศยานปีกตรึงและปีกหมุน ซึ่งผลลัพธ์ที่ได้คือความเหมาะสมในการเลือกระบบขับเคลื่อน อาทิ กำลังไฟฟ้าที่ใช้ ประสิทธิภาพมอเตอร์ เวลาในการบิน อุณหภูมิมอเตอร์ แรงขับเคลื่อนน้ำหนัก ตัวอย่างโปรแกรมดังนี้

## 2.16 การคำนวณเวลาบินของมัลติโรเตอร์ 6 ใบพัดด้วย eCalc

เนื่องจากต้องการให้มั่นใจว่า อากาศยานแบบผสมนั้นเหมาะสมกับการทำภารกิจจริงในแง่ของเวลาและความเร็วที่บิน จึงจำเป็นต้องพิจารณาอากาศยานในรูปแบบมัลติโรเตอร์แบบ 6 ใบพัด

ซึ่งมีแนวโน้มที่จะทำการกิจสำเร็จได้เช่นกัน โดยการพิจารณานี้จะคำนวณผ่านโปรแกรม eCalc โดยมีการตั้งค่าโปรแกรมดังนี้

น้ำหนักเปล่า: 1000 กรัม

น้ำหนักเครื่อง AED: 1400 กรัม

มอเตอร์และน้ำหนัก: 1420 กรัม

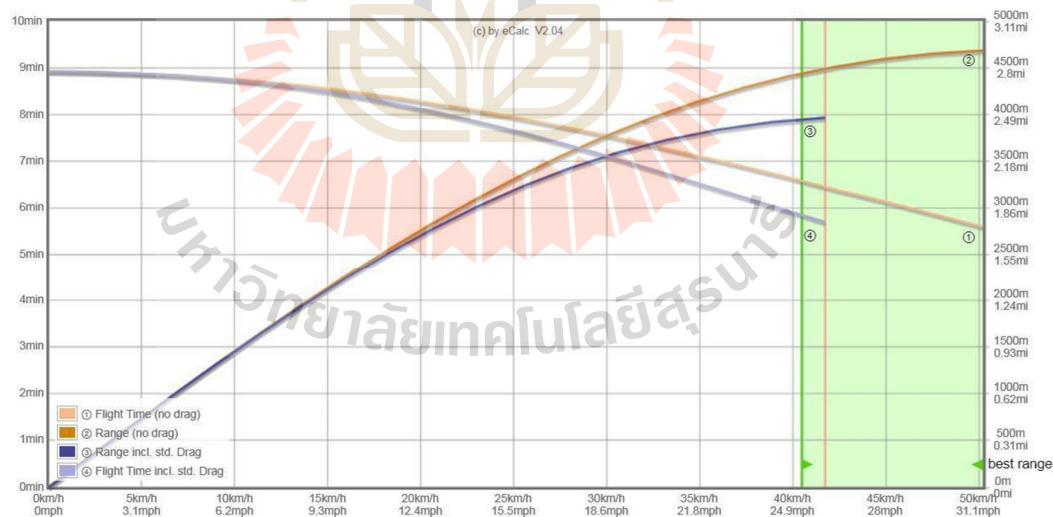
ESCและน้ำหนัก: 40A 50 กรัม

แบตเตอรี่และน้ำหนัก: 6S 20/30C 1420 กรัม

น้ำหนักรวมทั้งหมด: 4934 กรัม

ประเภทและใบพัด: คาร์บอนไฟเบอร์ขนาด 9x4.5

จากการคำนวณด้วย eCalc พบว่า ความเร็วสูงสุดของอากาศยานเท่ากับ 50 กิโลเมตรต่อชั่วโมง ระยะทางเท่ากับ 4500 เมตร(เส้นหมายเลข 2เมื่อพิจารณาแบบไม่มีแรงต้าน) อย่างไรก็ตาม ที่ภารกิจต้องการคือความเร็วอย่างน้อย 72 กิโลเมตรต่อชั่วโมงและระยะทางที่บินมากกว่า 10000 เมตร ดังนั้นรูปแบบมัลติโรเตอร์ 6 ใบพัดจึงไม่สามารถสนองภารกิจได้ อากาศยานแบบผสมจึงเป็นทางออกที่น่าสนใจอย่างยิ่ง

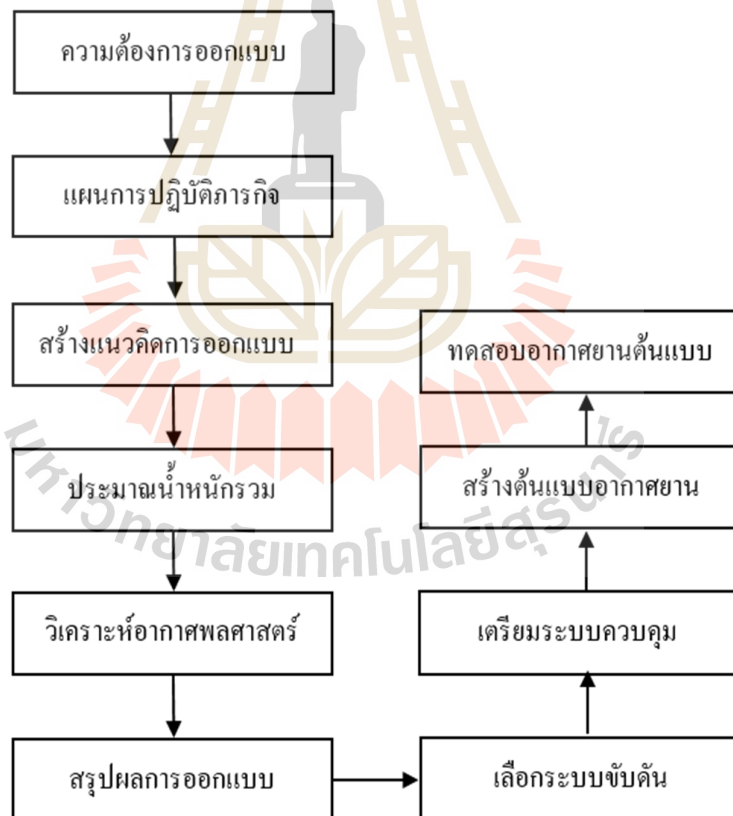


รูปที่ 2.40 การคำนวณด้วย eCalc ของมัลติโรเตอร์แบบ 6 ใบพัด

### บทที่ 3

#### วิธีดำเนินงานวิจัย

งานวิจัยนี้จะเริ่มต้นจากการรวบรวมข้อกำหนดในการออกแบบที่สำคัญ จากนั้นสร้างแผนปฏิบัติการกิจออกแบบเพื่อใช้เป็นแนวทางในการทำการทดสอบและคำนวณพลังงานที่ต้องใช้ จากนั้นจึงทำการออกแบบอากาศยานงานให้สามารถปฏิบัติตามภารกิจได้ เมื่อสามารถสรุปผลการออกแบบได้แล้วจึงเริ่มสร้างอากาศยานต้นแบบเพื่อทดสอบและยืนยันการออกแบบ เนื่องจากอากาศยานชนิดนี้เป็นแบบผสม จึงต้องทดสอบแบบแยกโหมดการบินก่อน เมื่อแต่ละโหมดสมบูรณ์จึงเริ่มทดสอบแบบเต็มรูป โดยกระบวนการดังกล่าวสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 3.1

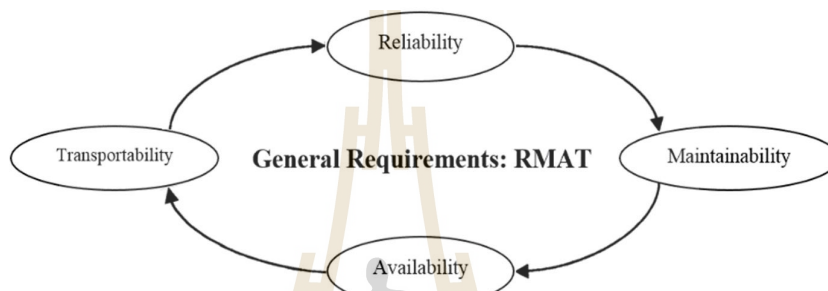


รูปที่ 3.1 แผนการออกแบบเบื้องต้น

### 3.1 การออกแบบเบื้องต้น

#### 3.1.1 ความต้องการสร้างอากาศยานโดยทั่วไป

เนื่องด้วยอากาศยานนี้จะถูกใช้ในกิจการพลเรือน ดังนั้นการออกแบบอากาศยานจะยึดหลักการสำคัญ 4 อย่างคือ ความน่าเชื่อถือของระบบ (Reliability) ความง่ายในการบำรุงรักษา (Maintainability) ความพร้อมใช้งาน (Availability) และความสะดวกในการขนย้าย (Transportability) ดังรูปที่ 3.2



รูปที่ 3.2 ความต้องการในการสร้างอากาศยานโดยทั่วไป

สิ่งที่สำคัญและส่งผลกระทบต่อหลักการอื่นมากที่สุดคือ ความน่าเชื่อถือของระบบ ซึ่งส่วนที่สำคัญของระบบคือ เสถียรภาพของอากาศยาน ระบบขับเคลื่อนและซอฟต์แวร์ควบคุมการบิน ด้วยเหตุนี้ ระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบไม่มีการปรับมุมมอเตอร์จึงถูกเลือกเพื่อจัดการความเสี่ยงที่อาจก่อให้เกิดอุบัติเหตุจากระบบปรับมุมมอเตอร์ไม่ทำงานออกไปได้

นอกเหนือจากนี้ การไม่มีระบบปรับมุมมอเตอร์สำหรับการเปลี่ยนโหมดการบินช่วยเพิ่มความรวดเร็วในการบำรุงรักษาอากาศยานได้อีกด้วย เนื่องจากมีระบบทางกลที่เกี่ยวกับการหมุนลดลง อีกทั้งการที่ลดระยะเวลาในการซ่อมบำรุง ส่งผลต่อความพร้อมที่จะใช้งานของอากาศยาน การขนย้ายเป็นสิ่งจำเป็นสำหรับอากาศยาน ด้วยเหตุนี้ อากาศยานจะถูกออกแบบให้มีความง่ายในการถอดประกอบเพื่อเพิ่มความสะดวกในการขนย้าย

#### 3.1.2 ความต้องการสร้างอากาศยานตามภารกิจ

การบินอากาศยานในเขตเมืองนั้นมีความไม่ปลอดภัย เนื่องด้วยปัญหาที่สำคัญคือ การขาดการเชื่อมต่อของสัญญาณควบคุมและสัญญาณข้อมูลระหว่างอากาศยานกับสถานีควบคุม (Ground Control Station, GCS) ด้วยเหตุนี้ พิสัยของอากาศยานจึงถูกจำกัดอยู่ที่ 5 กิโลเมตรจาก

จุดปล่อยอากาศยาน ความสูงที่บินคือ 90 ถึง 200 เมตรเพื่อหลบหลีกอาคาร ความเร็วเดินทางเท่ากับ 70 ถึง 90 กิโลเมตรต่อชั่วโมงเพื่อให้ถึงเป้าหมายที่ระยะ 5 กิโลเมตรภายใน 8 นาทีตามนโยบายของ สถาบันการแพทย์ฉุกเฉิน ในส่วนพารามิเตอร์ที่สำคัญอื่นๆสามารถแสดงได้ดังตารางที่ 3.1

แผนการปฏิบัติการถูกกำหนดขึ้นเพื่อใช้กำหนดลักษณะหรือรูปแบบในการบิน ซึ่งเป็นการสร้างความเข้าใจแก่ผู้ปฏิบัติงานที่เกี่ยวข้องอีกทั้งยังถูกใช้เพื่อประเมินการใช้พลังงานและ จัดหาปริมาณของพลังงานให้เพียงพอต่อการ ซึ่งแสดงดังรูปที่ 3.3 โดยอากาศยานจะขึ้นทางดิ่งสู่ ความสูง 50 เมตรด้วยความเร็ว 3 เมตรต่อวินาที จากนั้นจะเริ่มเปลี่ยนโหมดการบินไปเป็นอากาศยาน ปีกตรึง เมื่อเปลี่ยนสำเร็จจะเริ่มไต่ระดับไปที่ความสูง 150 เมตรด้วยอัตราการใช้ 5 เมตรต่อวินาที เมื่อถึงระดับความสูงนั้นจะบินเดินทางไปที่เป้าหมาย หากไม่สามารถลงจอดได้จะบินวนรอบ เป้าหมายภายในเวลา 5 นาที จึงเริ่มเปลี่ยนโหมดการบินเพื่อลงทางดิ่ง โดยอากาศยานสามารถลอยตัว ในอากาศยานได้สูงสุด 2 นาที จากนั้นจะเริ่มลงจอดจากความสูง 30 เมตร



รูปที่ 3.3 แผนการทำภารกิจของอากาศยาน

### 3.1.3 แนวคิดในการออกแบบ

แนวคิดในการออกแบบอากาศยานจะเป็นการออกแบบอากาศยานตามความต้องการ ในการสร้างอากาศยานทั้งในส่วนของทั่วไปและจำเพาะต่อภารกิจดังนี้

- **อากาศยานประเภทปีกบิน:** โดยเป็นอากาศยานที่ไม่มีชุดพวงหาง เพื่อลดจุด เคลื่อนไหวและลดความยาวลำตัวลง ส่งผลให้ออกแบบการถอดประกอบได้ง่ายขึ้น อีกทั้งยังเพิ่ม ความสามารถในการควบคุมอากาศยานในขณะที่ทำงานในโหมดหลายใบพัด ท่ามกลางลม ซึ่ง การที่มีหางยาวส่งผลต่อการควบคุมทิศทางเป็นไปอย่างลำบาก

- **แยกระบบขับเคลื่อน:** ระบบขับเคลื่อนในโหมดหลายใบพัดและโหมดปีกตรึงสำหรับบิน เดินทางจะถูกแยกกันโดยจะไม่มีระบบปรับมุมมอเตอร์เปลี่ยนทิศแรงขับ เพื่อความง่ายในการ ควบคุมและลดความเสี่ยงจากการปรับมุมมอเตอร์แล้วผิดพลาดหรือไม่ทำงาน

• **วางมอเตอร์ขึ้นลงทางดิ่งแบบ Y6:** เพื่อลดขนาดของอากาศยานให้มีความกระชับรัดกุมยิ่งขึ้นยังเพิ่มความน่าเชื่อถือให้กับระบบ ป้องกันการตกอย่างรุนแรงหากมีมอเตอร์ ที่ตำแหน่งหนึ่งไม่ทำงาน

• **สกีสำหรับลงจอด:** เนื่องด้วยอากาศยานขึ้นลงทางดิ่ง จึงไม่จำเป็นต้องมีฐานล้อ ซึ่งเป็นการลดน้ำหนักและลดแรงต้านลง แม้จะมีล้อก็อาจไม่ได้ช่วยมากนัก เนื่องด้วยไม่มีทางวิ่งขึ้นลง ในระหว่างปฏิบัติการในเขตเมือง

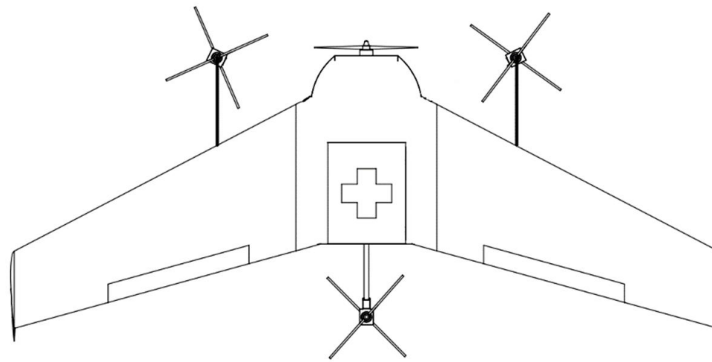
• **ตำแหน่งวางสัมภาระ:** จะถูกติดตั้งไว้ที่ใต้ท้องอากาศยานเพื่อเพิ่มเสถียรภาพให้กับอากาศยานทั้งในขณะที่กำลังขึ้นส่งและลงสัมภาระเรียบร้อยแล้ว

• **พลังงานไฟฟ้าจากแบตเตอรี่:** เนื่องด้วยมอเตอร์สามารถควบคุมและดูแลรักษาได้ง่ายกว่าเครื่องยนต์ลูกสูบ อีกทั้งยังลดการปล่อยก๊าซพิษจากการสันดาป จึงเป็นมิตรต่อผู้ใช้

ตารางที่ 3.1 พารามิเตอร์ที่สำคัญของอากาศยาน

โหมดการบิน	ตัวย่อ	ค่าออกแบบ	คำอธิบาย
หลายใบพัด (ขึ้นลงทางดิ่ง)	$V_{TO}$	3 m/s	ความเร็วขึ้นทางดิ่ง
	$V_{LD}$	2 m/s	ความเร็วลงทางดิ่ง
	$H_{TO}$	50 m	ความสูงขึ้นทางดิ่ง
	$H_{LD}$	30 m	ความสูงลงทางดิ่ง
	$t_{tran}$	10 s	เวลาในการเปลี่ยนโหมด
	$t_{hold}$	2 minutes	ลอยตัวนิ่ง
ปีกตรึง (บินเดินทาง)	$V_{cruise}$	20 m/s	ความเร็วเดินทาง
	$ROC$	5 m/s	อัตราการใช้
	$S_{range}$	5 km	พิสัยการบิน
	$H_{cruise}$	150 m	ความสูงบินเดินทาง
	$t_{loiter}$	5 minutes	เวลาบินวน

ความท้าทายของอากาศยานแบบผสมคือ ประสิทธิภาพด้านอากาศยานพลศาสตร์ลดลง เนื่องมาจากการติดตั้งระบบขับเคลื่อนขึ้นลงทางดิ่ง อีกทั้งยังเป็นการเพิ่มน้ำหนักให้กับอากาศยาน ส่งผลให้มีการใช้พลังงานเพิ่มขึ้น ที่น้ำหนักสัมภาระเท่ากันหมายความว่าต้องมีพื้นที่ปีกกว้างขึ้น อีกทั้งใช้พลังงานไฟฟ้าจากแบตเตอรี่และต้องบินด้วยความเร็วสูง ส่งผลให้มีเวลาทำการบินสั้นลงกว่าอากาศยานปีกตรึงที่มีขนาดใกล้เคียงกันทั้งแบบพลังงานเชื้อเพลิงและไฟฟ้า



รูปที่ 3.4 แนวคิดในการออกแบบอากาศยาน

### 3.1.4 การประมาณน้ำหนักอากาศยาน

น้ำหนักรวมของอากาศยานสามารถแบ่งได้หลักๆตามสมการที่ 3.1 ประกอบด้วย น้ำหนัก ลำเปล่า น้ำหนักสัมภาระ น้ำหนักแบตเตอรี่และน้ำหนักระบบขึ้นลงทางดิ่ง เนื่องจากไม่มีข้อมูลเกี่ยวกับ น้ำหนักในแต่ละส่วน อีกทั้งอากาศยานเป็นอากาศยานชนิดใหม่ จึงไม่มี Empirical model โดยตรง ด้วยเหตุนี้ สมการ Weight Estimating Relationships (WERs) ของ H.C.M. Veerman B.Sc. (2012) จึงถูกใช้ดังสมการที่ 3.2

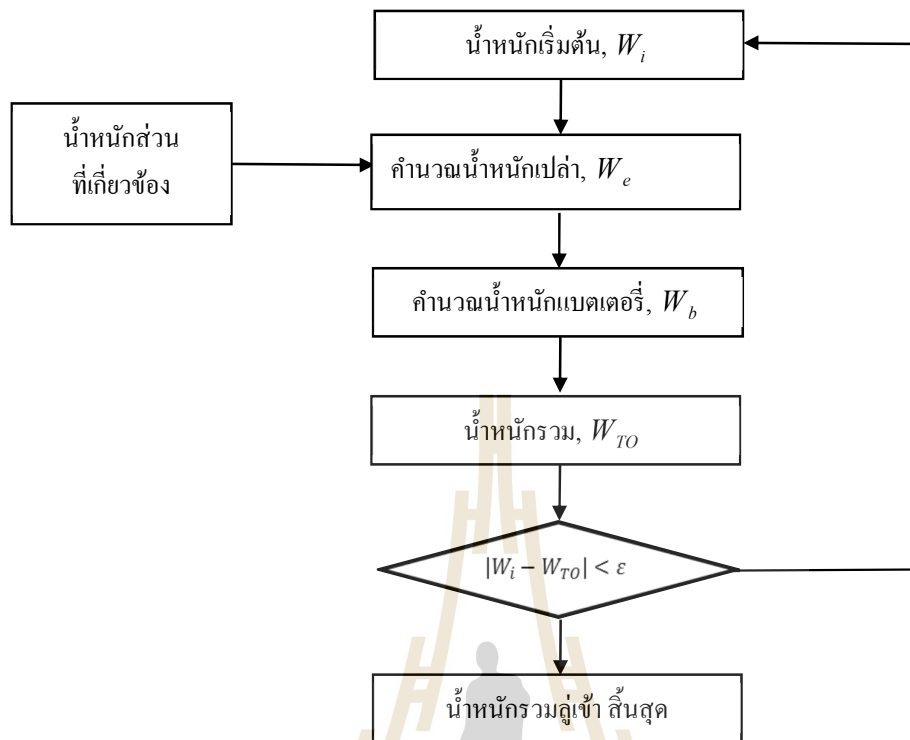
$$W_{TO} = W_e + W_{pl} + W_{MR} + W_b \quad (3.1)$$

$$W_e = 10^{-0.155 + 0.911 \cdot \log_{10}(W_{TO})} \quad (3.2)$$

- เมื่อ  $W_{TO}$  คือ น้ำหนักรวม (N)  
 $W_e$  คือ น้ำหนักเปล่าประกอบด้วยโครงสร้าง อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ (N)  
 $W_{pl}$  คือ น้ำหนักสัมภาระ (N)  
 $W_{MR}$  คือ น้ำหนักระบบขึ้นลงทางดิ่งทั้งหมด (N)  
 $W_b$  คือ น้ำหนักแบตเตอรี่ (N)

การประมาณน้ำหนักต้องมีการเดาค่าเริ่มต้น ด้วยเหตุนี้การคำนวณจึงเป็นการคำนวณแบบวนซ้ำโดยมีแผนการคำนวณดังรูปที่ 3.5





รูปที่ 3.5 แผนผังการคำนวณน้ำหนักรถของอากาศยาน

แบตเตอรี่ที่ถูกใช้คือแบตเตอรี่ชนิดลิเทียมพอลิเมอร์ (LiPo) โดยการประมาณน้ำหนักรถจะทำการประมาณพลังงานที่ต้องการสำหรับทั้งภารกิจก่อน จากนั้นจึงในสมการที่ 3.3 เสนอโดย Ohad Gur and Aviv Rosen (2009) เพื่อหาน้ำหนักรถของแบตเตอรี่เบื้องต้น

$$C_{tot}(Wh) = 4.04(m_B)^2 + 139 m_B + 0.0155 \quad (3.3)$$

เมื่อ  $C_{tot}(Wh)$  คือ พลังงานไฟฟ้ารวม (Wh)  
 $m_B$  คือ มวลของแบตเตอรี่ (kg)

เบื้องต้นจะทำการพิจารณาแบตเตอรี่แบบ 4 เซลล์อนุกรม (4S) ที่มีแรงดันไฟฟ้า Nominal เท่ากับ 14.8 โวลต์ เนื่องจากจัดหาได้ง่าย อีกทั้งยังมีข้อมูลทดสอบแบตเตอรี่ ในส่วนของขนาด ความจุเบื้องต้นนั้นจะพิจารณาโดยสมการที่ 3.4

โดยพลังงานที่ต้องการรวม (ถูกคำนวณในหัวข้อที่ 3.1) หารด้วยแรงดันไฟฟ้าของแบตเตอรี่ 4 เซลล์อนุกรมและเฟกเตอร์  $f$  เท่ากับ 0.7 คือตัวเลขที่ใช้พิจารณาผลของแรงดันไฟฟ้าตกขณะโหลดสูงและป้องกัน cut-off voltage ที่ความจุแบตเตอรี่ต่ำ ซึ่งเฟกเตอร์นี้จะถูกวิเคราะห์ในแง่ของความสมเหตุสมผลต่อไป

$$C_b = \frac{C_{tot}}{f \cdot 14.8} \quad \text{เมื่อ } f = 0.7 \quad (3.4)$$

เมื่อ  $C_b$  คือ ความจุของแบตเตอรี่ (Ah)

เนื่องด้วยการใช้กระแสไฟฟ้าตลอดการบินนั้นไม่คงที่อันเนื่องมาจากการลดลงของแรงดันไฟฟ้าและความจุของแบตเตอรี่ในแต่ละช่วง อีกทั้งระบบไฟฟ้าต้องการกำลังที่คงที่ด้วยเหตุนี้ วิธีวิเคราะห์แบบกำลังไฟฟ้าคงที่ (Constant power method) เสนอโดย Lance W. Traub, (2016) จึงถูกใช้ ดังสมการที่ 3.5-3.7 อย่างไรก็ตาม เนื่องด้วยวิธีนี้ต้องการผลการทดสอบแบตเตอรี่ซึ่งขึ้นอยู่กับขนาดของความจุแบตเตอรี่ แต่ในช่วงเริ่มต้น ข้อมูลในส่วนนี้ยังไม่ปรากฏ ดังนั้นวิธีวิเคราะห์แบบกำลังไฟฟ้าคงที่จะถูกใช้จำนวนรอบที่ 2 หลังจากได้รับขนาดแบตเตอรี่แล้ว หากพลังงานไม่เพียงพอ จึงเพิ่มความจุเข้าใหม่ด้วยผู้ออกแบบ แสดงกระบวนการนี้ดังรูปที่ 3.6

$$V_j = \left( \frac{i^n V(D)_{j-1}}{P_e^n} \right)^{\frac{1}{1-n}} \quad (3.5)$$

$$i_j = \frac{P_e}{V_j} \quad (3.6)$$

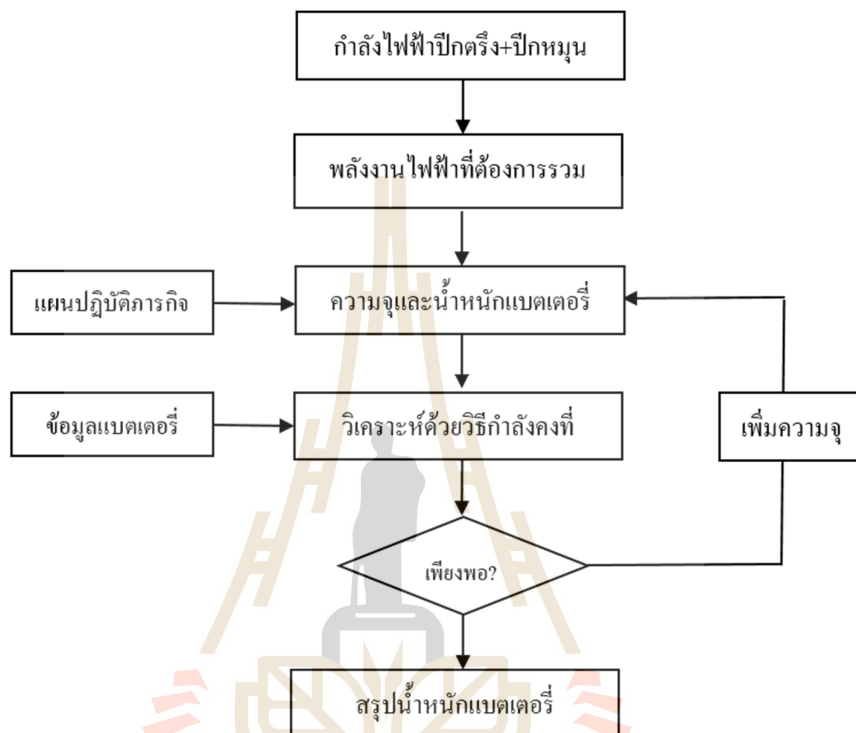
$$D_j = i_j \cdot (\Delta t) + D_{j-1} \quad (3.7)$$

เมื่อ  $V_j$  คือ แรงดันไฟฟ้าของแบตเตอรี่ (V)

$i^n V(D)$  คือ กำลังไฟฟ้าของแบตเตอรี่จากการทดสอบ (W)

$P_e$  คือ กำลังไฟฟ้าที่ระบบต้องการ (W)

- $i_j$  คือ กระแสไฟฟ้า (A)  
 $D$  คือ ความจุของแบตเตอรี่ที่ถูกใช้ (Ah)  
 $\Delta t$  คือ เวลาในการคำนวณในแต่ละวงจรรอบ (Hour)



รูปที่ 3.6 กระบวนการประมาณน้ำหนักของแบตเตอรี่

### 3.1.5 การประมาณแรงต้านอากาศ

แรงต้านรวมทางอากาศยานพลศาสตร์แสดงได้ดังสมการที่ 3.8 โดยเป็นผลรวมระหว่างแรงต้านแบบ zero lift และแรงต้านแบบ induced โดยแรงต้านแบบ zero lift สามารถทำได้โดยวิธี Component Build-up เสนอโดย Raymer, (2006) แสดงได้ดังสมการที่ 3.9-3.13 เมื่อใช้ Friction coefficient สำหรับการไหลแบบปั่นป่วนเพื่อมั่นใจได้ว่าอากาศยานจะมีพลังงานเพียงพอ

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{e\pi AR} \quad (3.8)$$

$$C_{D_0} = 1.1 \left( \frac{\sum_{i=1}^n C_{f_i} FF_i Q_i S_{wet_i}}{S_{ref_i}} + C_{D_{MR}} \right) \quad (3.9)$$

$$C_{f_{tr}} = \frac{0.074}{Re^{0.2}} \quad \text{เมื่อ } Re < 10^6 \quad (3.10)$$

เมื่อ	$C_D$	คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศรวม
	$C_{D_0}$	คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศในกรณีไม่มีแรงยก
	$C_L$	คือ สัมประสิทธิ์แรงยก
	$e$	คือ ประสิทธิภาพของปีก
	$AR$	คือ Aspect ratio
	$C_{D_{MR}}$	คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศของระบบขึ้นลงทางดิ่ง
	$C_{f_{tr}}$	คือ สัมประสิทธิ์ความฝืดในการไหลแบบปั่นป่วน

พารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องกับ Form factor แสดงดังนี้

$$FF_{wing, winglet} = \left[ 1 + \frac{0.6}{(x/c)} \left( \frac{t}{c} \right) + 100 \left( \frac{t}{c} \right)^4 \right] \left[ 1.34 M^{0.18} (\cos \Lambda_{0.25c})^{0.28} \right] \quad (3.11)$$

$$FF_{fuselage, store} = 1 + 1.5 \left( \frac{d^*}{l^*} \right)^{\frac{3}{2}} + 7 \left( \frac{d^*}{l^*} \right)^3 \quad (3.12)$$

$$\frac{l^*}{d_{eq}^*} = 2 \left( \frac{l^*}{b^* + h^*} \right) \quad (3.13)$$

มอเตอร์สำหรับอากาศยานปีกดิ่งถูกติดตั้งที่ด้านหน้าลำตัว เพื่อเป็นการพิจารณาผลของความเร็วที่เพิ่มขึ้น นำไปสู่การเปลี่ยนของเลขเรย์โนลด์แสดงสมการได้ดังนี้

$$\Delta V = \left( \frac{2}{\eta_{prop}} - 2 \right) V_{\infty} \quad (3.14)$$

เมื่อ  $\Delta V$  คือ ความเร็วที่เพิ่มขึ้นเนื่องจากใบพัด  
 $V_{\infty}$  คือ ความเร็วอากาศยาน  
 $\eta_{prop}$  คือ ประสิทธิภาพของใบพัด

ตารางที่ 3.2 Interference factor ของส่วนต่างๆ

ชื่อตัวแปร	ค่า
$Q_{wing}$	1
$Q_{fuselage}$	1.2
$Q_{winglet}$	1.04

อากาศยานแบบผสมติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งทำให้เกิดแรงต้านมากขึ้นจากมอเตอร์และใบพัด ที่หยุดหมุน จำเป็นต้องพิจารณาแรงต้านในส่วนนี้ โดยสมการสัมประสิทธิ์แรงต้านมีดังนี้

$$C_{D_{prop}} = \frac{C_{D_{prop}} (NDC_{0.7R})}{S_{ref}} \quad (3.15)$$

$$C_{D_{motor}} = \frac{C_{D_{motor}} (l_{motor} D_{motor})}{S_{ref}} \quad (3.16)$$

เมื่อ  $C_{D_{prop}}$  คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านของใบพัดที่หยุดหมุน  
 $C_{D_{motor}}$  คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านของมอเตอร์

สัมประสิทธิ์แรงต้านสำหรับใบพัด 2 แฉกมีค่าเท่ากับ 0.1 (Hoerner, 1965) และสัมประสิทธิ์แรงต้านสำหรับมอเตอร์กลกระบอกมีค่าเท่ากับ 1.2 แรงต้านแบบ Induced ของอากาศยานโดยทั่วไปจะมีค่ามากกว่าปีกแบบ Elliptical lift distribution ซึ่งค่า Oswald's span efficiency factor,  $e$  น้อยกว่า 1 โดยค่านี้สามารถประมาณได้จากสมการที่ 3.17 (Raymer, 2006)

ในกรณีที่มุมปะทะเพิ่มขึ้น จะส่งผลให้ใบพัดของระบบขับเคลื่อนขึ้นลงทางดิ่งเริ่มกินลม และหมุน ก่อให้เกิดแรงต้าน Induced ที่เพิ่มขึ้น อย่างไรก็ตาม ในช่วงแรกของการออกแบบ ข้อมูลนี้ จะไม่ปรากฏ อย่างไรก็ตามสามารถลดแรงต้านนี้ได้หากตั้งสมมติฐานว่าอากาศยานบินที่มุมปะทะ น้อยๆและใบพัดของระบบนี้ถูกติดตั้งขนาดกับทิศทางการไหลของกระแสอากาศ ส่งผลให้แรงต้าน Induced น้อย Wetted area ของปีกและลำตัวสามารถประมาณได้ดังต่อไปนี้ Raymer (2006)

$$e = 4.61(1 - 0.045 AR^{0.68})(\cos \Lambda_{LE})^{0.15} - 3.1 \quad (3.17)$$

$$S_{wet_{wing}} \approx 2\left(1 + 0.2 \frac{t}{c}\right) S_{ref} \quad (3.18)$$

$$S_{wet_{fuselage}} \approx \frac{3.4(S_{f,top} + S_{f,side})}{2} \quad (3.19)$$

เนื่องด้วยพารามิเตอร์สำหรับประมาณแรงต้านหลายๆตัวยังไม่ทราบ จึงได้ทำการ สืบค้นอากาศยานที่มีลักษณะใกล้เคียงกันคือ ITU Tailless และ TURAC รวมถึงแผนอากาศที่ เรียกว่า Reflex airfoil สำหรับปีกบินและแผนอากาศยานสำหรับ Winglet คือ NACA0009 ดังนี้

ตารางที่ 3.3 พารามิเตอร์ของปีก

ชื่อพารามิเตอร์		Wing	Winglet
Leading edge swept, degree	$\Lambda_m$	20	35
Max. thickness to chord ratio	$t/c$	0.12	0.09
Max. thickness position to chord	$x/c$	0.25	0.3
Root chord, m	$c_r$	0.5	0.25
Taper ratio	$\lambda$	0.5	0.5
Aspect ratio	$AR$	5	1

ขนาดของลำตัวประเมินจากขนาดของเครื่อง AED ที่มีอยู่และเพื่ออุปกรณ์สำหรับบิน ขนาดของมอเตอร์ได้จากขนาดของ Tiger motor MN3510 700 KV

ตารางที่ 3.4 พารามิเตอร์ลำตัวและกล่องสัมภาระ

ชื่อพารามิเตอร์		Fuselage	Store
Length, m	$l^*$	0.6	0.3
Width, m	$b^*$	0.3	0.25
Height, m	$h^*$	0.15	0.10

ตารางที่ 3.5 พารามิเตอร์ของมอเตอร์และใบพัดในการออกแบบเบื้องต้น

ชื่อพารามิเตอร์		ค่า
Number of rotor	$N$	6
Propeller diameter	$D_{prop}$	15 inch
Chord at 0.7R	$C_{0.7R}$	0.038 m
Motor + Prop weight	$W_{motor}$	0.1 kg/unit
ESC weight	$W_{esc}$	0.03 kg/unit
Motor length	$l_{motor}$	0.028 m
Motor diameter	$D_{motor}$	0.042 m

ตารางที่ 3.6 พารามิเตอร์อื่นๆที่เกี่ยวข้อง

ชื่อพารามิเตอร์		ค่า
Reference area	$S_{ref}$	0.8 m <sup>2</sup>
Maximum lift coefficient	$C_{L,max}$	1
Air density at sea level	$\rho_{SL}$	1.225 kg/m <sup>3</sup>
Air density at 150 m	$\rho_{150}$	1.198 kg/m <sup>3</sup>

### 3.1.6 กำลังของอากาศยาน

การคำนวณพลังงานที่ต้องการเริ่มจากการคำนวณกำลังที่ต้องการในการบินทั้งโหมดปีกตรึงและหลายใบพัด โดยกำลังในการบินสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ 3.20-3.22

$$P_{FW} = TV_{\infty} \quad (3.20)$$



$$V_{D_{\min}} = \sqrt{\left( \frac{W_{TO}}{S_{ref}} \frac{2}{\rho_{150}} \frac{1}{\sqrt{C_{D0} \cdot \pi \cdot e \cdot AR}} \right)} \quad (3.21)$$

$$V_{P_{\min}} = \sqrt{\left( \frac{W_{TO}}{S_{ref}} \frac{2}{\rho_{150}} \frac{1}{\sqrt{3 \cdot C_{D0} \cdot \pi \cdot e \cdot AR}} \right)} \quad (3.22)$$

เมื่อ  $P_{FW}$  คือ กำลังขับของอากาศยาน  
 $T$  คือ แรงขับของอากาศยาน  
 $V_{D_{\min}}$  คือ ความเร็วที่แรงต้านน้อยที่สุด  
 $V_{P_{\min}}$  คือ ความเร็วที่ใช้กำลังขับน้อยที่สุด

กำลังของระบบขึ้นลงทางดิ่งสามารถประเมินได้จากรูปแบบการบิน 3 แบบคือ การขึ้นทางดิ่ง การลอยตัว การลงทางดิ่ง โดยมีสมการดังต่อไปนี้ (Gordon J. Leishman, 2006)

กำลังขับขณะขึ้นทางดิ่ง

$$T_{TO} = \frac{\left( W_{TO} + \frac{1}{2} \rho_{SL} V_{TO}^2 S_{ref} C_{D0_{axial}} \right)}{\eta_{coaxial} N} \quad (3.23)$$

$$P_{TO} = \frac{T_{TO} V_{TO}}{2FM} \left[ 2 + \sqrt{1 + \left( \frac{2T_{TO}}{\rho_{SL} A_{prop} V_{TO}^2} \right)} \right] \quad (3.24)$$

กำลังขับขณะลอยตัวนิ่ง

$$P_H = \frac{\left( \frac{W_{TO}}{\eta_{coaxial} N} \right)^{\frac{3}{2}}}{FM \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_{SL} \cdot A_{prop}}} \quad (3.25)$$

$$V_H = \sqrt{\frac{(W_{TO} / \eta_{coaxial} N)}{2\rho_{SL} A_{prop}}} \quad (3.26)$$

กำลังขับเคลื่อนทางดิ่ง

$$V_i = V_H (1.2 - 1.125x - 1.372x^2 - 1.718x^3 - 0.655x^4), \quad x = -\frac{V_{LD}}{V_H} \quad (3.27)$$

$$T_{LD} = \frac{(W_{TO} - \frac{1}{2}\rho_{SL} V_{TO}^2 S_{ref} C_{D0_{axial}})}{\eta_{coaxial} N} \quad (3.28)$$

$$P_{LD} = \left( \frac{T_{LD}}{FM} \right) (V_i - V_{LD}) \quad (3.29)$$

เมื่อ	$P_{TO}$	คือ กำลังขับในการขึ้นทางดิ่ง (W)
	$T_{TO}$	คือ แรงขับในการขึ้นทางดิ่ง (N)
	$A_{prop}$	คือ พื้นที่ของใบพัดโดยพิจารณาแบบจาน (m <sup>2</sup> )
	$P_H$	คือ กำลังขับในการลอยตัวนิ่ง (W)
	$V_H$	คือ ความเร็วเหนี่ยวนำของใบพัดในขณะลอยตัวนิ่ง (m/s)
	$V_i$	คือ ความเร็วเหนี่ยวนำของใบพัดในขณะลงทางดิ่ง (m/s)
	$T_{LD}$	คือ แรงขับในการลงทางดิ่ง (N)
	$C_{D0_{axial}}$	คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านในการขึ้นลงทางดิ่ง
	$P_{LD}$	คือ กำลังขับในการลงทางดิ่ง (W)

### 3.1.7 พลังงานไฟฟ้าที่ต้องการ

ภายหลังจากได้รับกำลังของอากาศยานแล้ว จะถูกเปลี่ยนให้เป็นพลังงานไฟฟ้าในหน่วย Wh โดยพิจารณาการสูญเสียในอุปกรณ์ต่างๆ ในรูปของประสิทธิภาพรวมของระบบขับเคลื่อนสมการที่ 3.30-3.33 แสดงการคำนวณพลังงานไฟฟ้าทั้งอากาศยานปีกตรึงและหลายใบพัด

Cruise:

$$C_{C2T} = \frac{S_{range} P}{V_{cruise} \eta_{tot,FW} 3600} \quad (3.30)$$

Loiter:

$$C_{Loiter} = \frac{t_{loiter} P_{loiter}}{\eta_{tot,FW} 3600} \quad (3.31)$$

Climb:

$$C_{Loiter} = \frac{t_{loiter} P_{loiter}}{\eta_{tot,FW} 3600} \quad (3.32)$$

Multirotor (VTOL) mode:

$$C_{MR} = \frac{t_{MR} P_{MR} FM}{\eta_{tot,MR} 3600} \quad (3.33)$$

$$\eta_{tot,FW} = \eta_{esc} \eta_{motor} \eta_{prop} \quad (3.34)$$

$$\eta_{tot,MR} = \eta_{esc} \eta_{motor} FM \quad (3.35)$$

ประสิทธิภาพของระบบต่างๆถูกเลือกเพื่อใช้ในการคำนวณพลังงานถูกเลือกจากงานวิจัยต่างๆที่ได้รวบรวมอภิปรายไว้ในบทที่ 2 ปรีทัศน์วรรณกรรม แสดงได้ดังตารางที่ 3.7

### 3.1.8 จุดออกแบบของอากาศยาน

เพื่อที่จะได้อากาศยานที่สามารถปฏิบัติการได้ จึงจำเป็นต้องสร้างพื้นที่ออกแบบของอากาศยานเพื่อหาจุดออกแบบสำหรับพื้นที่ปีกและกำลังระบบขับเคลื่อน ก่อนที่จะเลือกแพนอากาศ

รูปร่างปีกขนาดของมอเตอร์และใบพัดต่อไป โดยจะพิจารณาจากกราฟระหว่าง power loading (W/P) ในแกนตั้งและ wing loading (W/S) ในแกนนอนดังต่อไปนี้ (Veerman B.Sc., 2012)

ตารางที่ 3.7 ประสิทธิภาพของระบบขับเคลื่อน

ประสิทธิภาพ		ค่า
Propeller	$\eta_{prop}$	0.70
Motor	$\eta_{motor}$	0.8
ESC	$\eta_{esc}$	0.9
VTOL prop	$FM$	0.65
Coaxial rotor	$\eta_{coaxial}$	0.9
Fixed wing total	$\eta_{tot,FW}$	0.50
VTOL total	$\eta_{tot,MR}$	0.47

Stall speed:

$$\left(\frac{W}{S}\right) = \frac{1}{2} C_{L,max} \rho_{150} V_s^2 \quad (3.36)$$

Cruise back (maximum range):

$$\left(\frac{W}{S}\right) = \frac{1}{2} \rho_{150} V_{C2B}^2 \sqrt{\pi e AR C_{D_0}} \quad (3.37)$$

Rate of climb:

$$\left(\frac{W}{P}\right) = \frac{\eta_{prop}}{ROC + \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho_{150}} \frac{\sqrt{C_{D_0}}}{1.808(eAR)^{3/2}}}} \quad (3.38)$$

Climb gradient:

$$\left(\frac{W}{P}\right) = \frac{\eta_{prop}}{\left(\frac{ROC}{V_{cruiseback}} + \frac{2C_{D_0}}{C_{L_{max}}}\right) \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho_{150}} \frac{1}{C_{L_{max}}}}} \quad (3.39)$$

### 3.2 การเลือกแพนอากาศและรูปทรงของปีก

จุดประสงค์ของกระบวนการนี้คือเลือกแพนอากาศและออกแบบรูปร่างปีกให้ได้แรงยกเพียงพอต่อความต้องการ แรงต้านเป็นตัวแปรที่สำคัญที่ต้องพิจารณาเนื่องจากส่งผลต่อคุณลักษณะในการบิน โดยเฉพาะอย่างยิ่ง ปริมาณพลังงานที่ใช้ในการบิน

โดยเริ่มต้นจากการเลือกแพนอากาศ (Airfoil selection) จากแหล่งข้อมูล (UIUC, 2016) ซึ่งเป็นการพิจารณาแบบสองมิติ โดยสิ่งที่ต้องการเปรียบเทียบคือ สัมประสิทธิ์แรงยก แรงต้านและโมเมนต์ รวมถึงความยากง่ายในการขึ้นรูป อีกหนึ่งตัวแปรที่สำคัญคือ สัมประสิทธิ์แรงยกต่อแรงต้านเพราะเป็นตัวแปรที่ส่งผลต่อพิสัย (Range) โปรแกรมช่วยในการวิเคราะห์คือ XFLR5 ซึ่งเรียกใช้โค้ดของโปรแกรม XFOIL

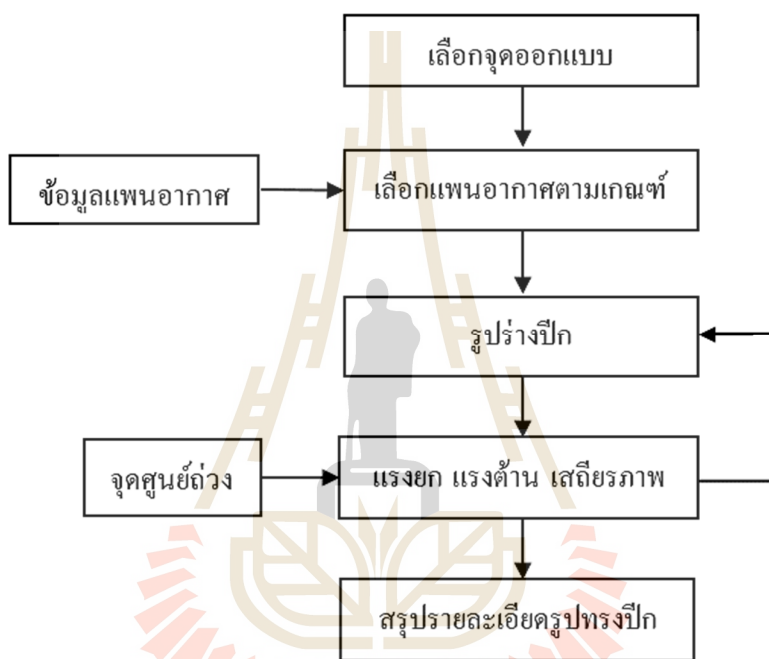
เมื่อทราบแพนอากาศที่เหมาะสมแล้ว จากนั้นจึงออกแบบรูปร่างปีก (Wing geometry design) ซึ่งต้องคำนึงถึงแนวคิดและความต้องการในการออกแบบ เมื่อได้รูปร่างแล้วจึงวิเคราะห์แรงยก แรงต้านทั้ง Parasite drag และ Induced drag ของปีกด้วยโปรแกรม XFLR5 เช่นกัน การวิเคราะห์เสถียรภาพ (Stability analysis) ถูกพิจารณาเพื่อหามุมปะทะที่ทำให้โมเมนต์รอบจุดศูนย์กลางเป็นศูนย์และพิจารณา Static stability ของอากาศยานรวมถึงปรับแต่งการวางจุดศูนย์กลางของส่วนประกอบต่างๆในลำ โดยเฉพาะอย่างยิ่งเสถียรภาพตามแนวแกนนอน (Longitudinal axis)

ขั้นตอนสุดท้ายคือการประมาณแรงต้านด้วยแบบจำลองแรงต้าน (Drag estimation by drag model) เพื่อตรวจสอบแรงต้านของอากาศยานโดยใช้วิธีอื่นที่ปรากฏ ซึ่งประกอบไปด้วยแบบจำลองแรงต้านของ Hoerner (1965) และ Raymer (2006) จากนั้นนำผลลัพธ์มาเปรียบเทียบกับเพื่อเลือกขนาดแรงต้านและนำไปเลือกใบพัดและมอเตอร์ที่เหมาะสมต่อไป

การเลือกแพนอากาศและรูปทรงปีกเป็นส่วนหนึ่งของการวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์ ซึ่งเป็นขั้นตอนภายหลังจากที่ได้จัดออกแบบอากาศยานเรียบร้อยแล้วดังแสดงได้ดังรูปที่ 3.7

### 3.2.1 เกณฑ์ของสัมประสิทธิ์ของแรงยก

สัมประสิทธิ์แรงยกจะถูกคำนวณ ซึ่งพิจารณา 2 ช่วงคือ ช่วงความเร็วร่วงหล่นและช่วงความเร็วเดินทาง ซึ่งมีการคำนวณเลขเรย์โนลด์ ความเร็วร่วงหล่นเท่ากับ 14 เมตรต่อวินาทีและความเร็วเดินทางเท่ากับ 20 เมตรต่อวินาที อย่างไรก็ตาม การที่มีมุมลู่อหลังส่งผลต่อแรงยกที่ลดลงด้วยเหตุนี้จึงมีการใช้สมการที่ 3.44-3.45 เพื่อคำนวณสัมประสิทธิ์แรงยกของแพนอากาศเปรียบเทียบกับผลกันและเลือกค่าที่เหมาะสมต่อไป



รูปที่ 3.7 แผนการวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์

$$Re = \frac{\rho \cdot V_{\infty} \cdot c_{MAC}}{\mu} \quad (3.40)$$

$$c_{MAC} = \frac{\left(\frac{2}{3} c_{root}\right) \cdot (1 + \lambda + \lambda^2)}{1 + \lambda} \quad (3.41)$$

$$V_{eff} = V_{\infty} \cdot \cos(\Lambda_{LE}) \quad (3.42)$$

$$C_{L_{design}} = \frac{W_{TO}}{0.5 \cdot \rho \cdot V_{eff}^2 \cdot S_{ref}} \quad (3.43)$$

$$C_{l_{design}} = \frac{C_{L_{design}}}{\cos(\Lambda_{LE})^2} \quad (3.44)$$

$$C_{l_{design}} = \frac{C_{L_{design}}}{(0.86 - 0.002 \cdot \Lambda_{LE})} \quad (3.45)$$

### 3.2.2 เกณฑ์ของสัมประสิทธิ์โมเมนต์

เนื่องด้วยอากาศยานแบบปีกบินไม่มีชุดพวงหาง อีกทั้งมีสมมติฐานว่าอากาศยานบินที่จุดสมดุลโมเมนต์ภายหลังการปรับทริมแล้ว จึงสามารถประมาณได้ว่าจุด Aerodynamic center ของปีกและจุด Neutral point คือจุดเดียวกัน สามารถแสดงสมการโมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วงดังสมการที่ 3.46

$$C_L \cdot (x_{AC} - x_{CG}) - C_M \cdot c_{MAC} = 0 \quad (3.46)$$

$$\sigma = \frac{x_{NP} - x_{CG}}{c_{MAC}} \quad (3.47)$$

$$C_m = C_l \cdot \sigma \quad (3.48)$$

โดยทั่วไปอากาศยานแบบปีกบินจะมีการบิดมุมปลายปีกลง (washout) เพื่อสมดุลโมเมนต์ในแนวแกน ทำให้มี static stability ตามต้องการโดยไม่ต้องปรับทริม อย่างไรก็ตามการบิดมุมปลายปีกลงนั้นเพิ่มความซับซ้อนให้แก่กระบวนการผลิต ดังนั้น ผู้วิจัยจึงต้องเลือกแผนอากาศที่มีความเหมาะสม ซึ่งอาจจะต้องมีการปรับทริมเล็กน้อยเพื่อสมดุลโมเมนต์ในแนวแกน



### 3.2.3 การเลือกแพนอากาศ

การเลือกแพนอากาศจะพิจารณาตามเกณฑ์ในหัวข้อ 3.2.1 และ 3.2.2 โดยพิจารณาแพนอากาศสำหรับอากาศยานแบบปีกบินหรือ reflex airfoil ในตระกูล MH, Eppler, S และ Fauvel ด้วยโปรแกรม XFLR5 ในส่วนของ Xfoil Direct Analysis ซึ่งจะมีการตั้งเลขเรย์โนลด์ตามช่วงความเร็วการบินดังที่กล่าวในหัวข้อ 3.2.1 และตั้งมุมประทะ -5 ถึง 15 องศา ดังรูปที่ 3.8 สำหรับเกณฑ์การเปรียบเทียบประกอบไปด้วย สัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้าน สัมประสิทธิ์โมเมนต์ ค่า  $C_L/C_D$  และค่า  $C^{3/2}_L/C_D$

### 3.2.4 รูปทรงของปีก

รูปร่างปีกถูกกำหนดด้วยรูปแบบของอากาศยานซึ่งคืออากาศยานแบบปีกบินที่มีปีกคู่หลัง ภายหลังจากกระบวนการในหัวข้อ 3.1.8 เลือกจุดออกแบบอากาศยานแล้วจะทราบพื้นที่ปีก สำหรับกระบวนการนี้จะได้รูปทรงปีกจากพารามิเตอร์คือ Root chord, Tip chord, Sweep angle, Elevon area พารามิเตอร์ที่จะถูกพิจารณาระหว่างกระบวนการออกแบบคือ สัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้าน สัมประสิทธิ์โมเมนต์ ค่า  $C_L/C_D$  ค่า  $C^{3/2}_L/C_D$  การกระจายตัวของแรงยกที่ปีกและการกระจายตัวของภาระกรรมที่ปีก

มุมลู่วิ่งจะถูกปรับจาก 20 องศา ถึง 30 องศา กำหนดให้พื้นที่ปีกและ Stability coefficient คงที่เพื่อดูการเปลี่ยนแปลงของจุด Neutral point เทียบระหว่างสมการ 3.49 และ โปรแกรม XFLR5

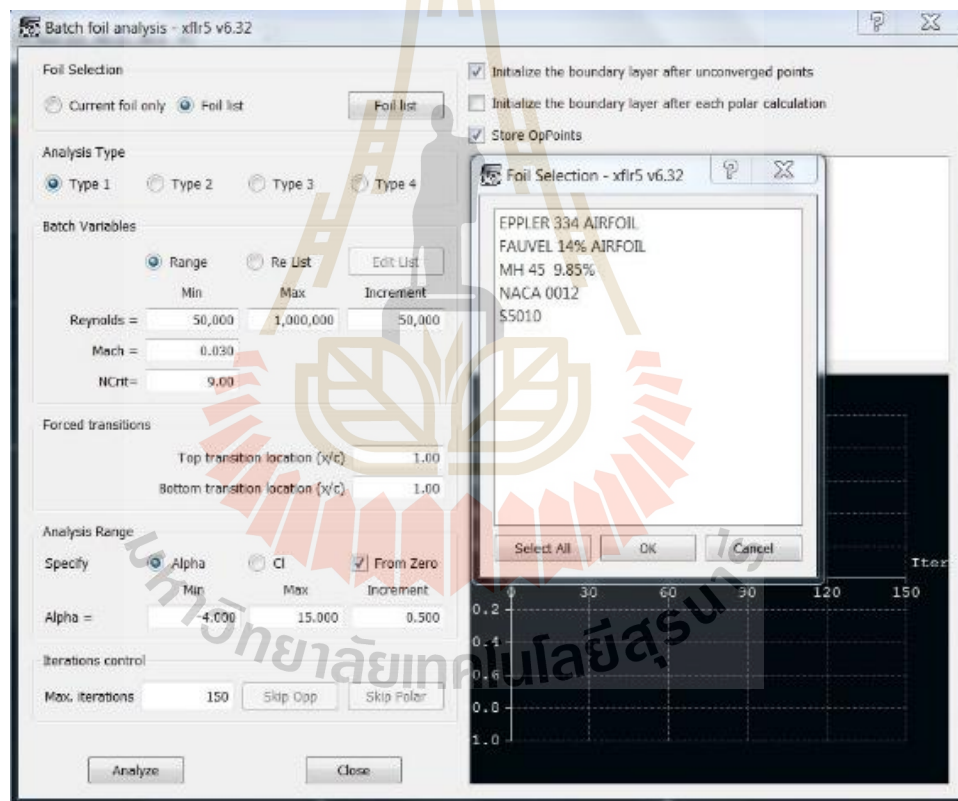
$$x_{NP} = c_{MAC} \cdot \frac{AR}{6} \cdot \frac{1 + 2 \cdot \lambda}{1 + \lambda} \cdot \tan(\Lambda_{0.25c}) + \frac{c_r}{4} \quad (3.49)$$

สำหรับแพนอากาศของ wingtip เลือกใช้ NACA0009 เนื่องจากมีความหนาต่อความยาวคอร์ดน้อยกว่า NACA0012 มีผลให้แรงต้านลดลง เนื่องด้วยปีกแบบลู่วิ่งมี Lateral stability อยู่แล้ว จึงไม่จำเป็นต้องพื้นที่ขนาดใหญ่เมื่อเทียบกับพื้นที่ปีก ขนาดพื้นที่เลือกใช้ตามบทความของ Hakki Karakas (2012) และของ Dennis Trips (2010) ซึ่งมีสัดส่วนพื้นที่ผิวควบคุมต่อพื้นที่ปีกเท่ากับ 0.11 และ 0.13 ตามลำดับ สัดส่วนความยาวคอร์ดของผิวควบคุมต่อคอร์ดปีกเท่ากับ 0.27 และ 0.33 ตามลำดับ

จากหนังสือ Tailless aircraft in theory and practice (Karl Nickel, 1994) ปรากฏสมการที่ 3.50 และอ้างถึง Directional stability coefficient สำหรับปีกบินว่า มีค่าอยู่ในช่วง 0.03 ถึง 0.05 ขึ้นกับมุมปีกหลัง อาทิ อากาศยานชื่อ SB 13 มีค่าเท่ากับ 0.025

$$\sigma_F = \frac{S_F \cdot r_F}{S_{ref} \cdot b/2} \quad (3.50)$$

เมื่อ  $S_F$  คือ พื้นที่ของ Winglet (m<sup>2</sup>)  
 $r_F$  คือ ระยะของ Neutral point ของปีกถึง Winglet (m)

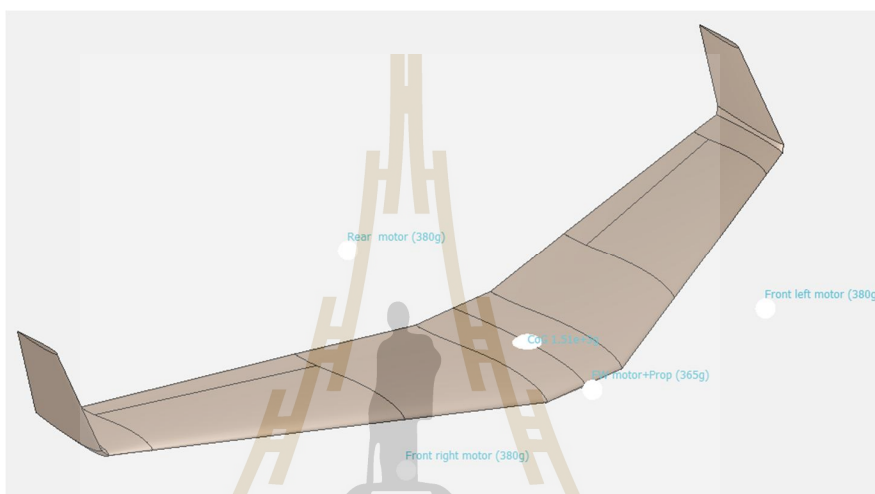


รูปที่ 3.8 ตัวอย่างการตั้งค่าใน Direct Foil Analysis ของโปรแกรม XFLR5

### 3.3 เสถียรภาพของอากาศยาน

#### 3.3.1 จุดศูนย์ถ่วง

หลังจากได้รับรูปร่างปีกแล้ว จุดศูนย์ถ่วงของอากาศยานจะถูกกำหนดด้วย Stability coefficient น้ำหนักในแต่ละส่วนประกอบจะถูกประมาณและนำไปใส่ตามตำแหน่งต่างๆ ในโปรแกรม XFLR5 ในรูปของ Mass point ดังตัวอย่างรูปที่ 3.9



รูปที่ 3.9 แสดงการใส่น้ำหนักในแต่ละจุด

#### 3.3.2 เสถียรภาพตามแนวแกนยาว

การพิจารณาเสถียรภาพตามแนวแกนยาวแบบ Static stability จะพิจารณาจากกราฟความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์โมเมนต์และมุมประทะ ซึ่งต้องเป็นลบ ตามด้วยการปรับทริมสำหรับแกนยาว การวิเคราะห์นี้ทำโดยโปรแกรม XFLR5 นอกจากนี้ เนื่องด้วยอากาศยานไม่มีชุดพวงหาง โมเมนต์ของแพนอากาศจึงมีผลต่อโมเมนต์รวมของปีกมากซึ่งแตกต่างกับอากาศยานแบบทั่วไปที่โมเมนต์จากแพนหางระดับมีผลมาก

สำหรับ Dynamic stability เนื่องด้วยโปรแกรม XFLR5 ใช้วิธีการ VLM ในการหา stability derivative ซึ่ง VLM ยังทำได้ไม่ดีนักเนื่องจากไม่ได้พิจารณาผลของความหนืดเข้าไปด้วย วิธีที่ดีกว่าคือใช้ CFD และทดสอบ ซึ่งอยู่นอกเหนือขอบเขตของงานวิจัยนี้ อย่างไรก็ตามในช่วงแรกของการออกแบบอาจมีการใช้ XFLR5 เพื่อคำนวณอัตราการเปลี่ยนแปลง pitching moment ต่อ pitch rate โดยค่าที่ได้ต้องคิดลบ ซึ่งหมายถึงระบบจะกลับเข้าสู่จุดทริมได้เมื่อเวลา

ผ่านไป แม้ว่าการหา Dynamic stability ที่แท้จริงจะต้องหา Eigen value ของระบบ แต่  $C_{m_q}$  ก็เป็นตัวแปรสำคัญที่มีผลต่อเสถียรภาพและการวางตัวของ Eigen value ในเบื้องต้นนี้จึงหาแค่เพียงค่านี้ก่อน (Dennis Trips, 2010)

$$C_{m_\alpha} < 0 \quad (3.51)$$

$$C_{m_q} < 0 \quad (3.52)$$

### 3.3.3 เสถียรภาพตามแนวแกนขวางและแกนตั้ง

การพิจารณา Static stability สำหรับความชันของโมเมนต์การ roll และ yaw ต่อมุม sideslip ต้องมีค่าเป็นลบและบวกตามลำดับ ในส่วนของ Dynamic stability จะทำการหาค่า rolling moment ต่อ roll rate และ yawing moment ต่อ yaw rate โดยมีเหตุผลดังอธิบายไว้ในเสถียรภาพตามแนวแกนยาว มีเกณฑ์การพิจารณาดังต่อไปนี้

$$C_{l_\beta} < 0 \quad (3.53)$$

$$C_{n_\beta} > 0 \quad (3.54)$$

$$C_{l_p} < 0 \quad (3.55)$$

$$C_{n_r} < 0 \quad (3.56)$$

- เมื่อ  $C_{l_\beta}$  คือ การเปลี่ยนแปลง Rolling moment coefficient ต่อมุม Sideslip  
 $C_{n_\beta}$  คือ การเปลี่ยนแปลง Yawing moment coefficient ต่อมุม Sideslip  
 $C_{l_p}$  คือ การเปลี่ยนแปลง Rolling moment coefficient ต่อ Roll rate  
 $C_{n_r}$  คือ การเปลี่ยนแปลง Yawing moment coefficient ต่อ Yaw rate

### 3.4 การเลือกระบบขับเคลื่อน

มอเตอร์และใบพัดทั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งและระบบปีกรังจะถูกเลือกจากฐานข้อมูลขนาดใหญ่ในโปรแกรม eCalc กำลังไฟฟ้าของมอเตอร์สูงสุดของระบบขึ้นลงทางดิ่งจะมาจากกำลังที่ใช้ในการขึ้นทางดิ่ง ควบคู่ไปกับน้ำหนักของอากาศยาน

กำลังไฟฟ้าสูงสุดของระบบปีกรัง

$$P_{eFW} = \frac{W_{TO}}{(W/P)_{design} \cdot \eta_{motor}} \quad (3.57)$$

กำลังไฟฟ้าสูงสุดของระบบขึ้นทางดิ่ง

$$P_{MC} = \frac{P_{eMR}}{\%THR} \quad (3.58)$$

เมื่อ  $\left(\frac{W}{P}\right)_{design}$  คือ สัดส่วนน้ำหนักต่อกำลังขับตามที่เลือกไว้ในจุดออกแบบ (N/W)  
 $\%THR$  คือ เปอร์เซ็นต์การใช้งานคันเร่งในขณะใช้งาน งานวิจัยนี้เท่ากับ 90%

### 3.5 การสร้างอากาศยานต้นแบบ

การสร้างต้นแบบจะเน้นที่ความรวดเร็วในการสร้าง รวมถึงความง่าย ในการซ่อมแซมหากเกิดอุบัติเหตุและราคาถูก ซึ่งอาจมีความแข็งแรงของโครงสร้างน้อยกว่าลำจริง แต่ต้องแข็งแรงเพียงพอสำหรับทุกท่าทางการบินที่จะทดสอบ รูปที่ 3.10 แสดงกระบวนการสร้างอากาศยาน

### 3.6 อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์การบิน

อุปกรณ์ที่เกี่ยวข้องกับระบบควบคุมการบินจะถูกติดตั้งภายหลังสร้างอากาศยานเรียบร้อยแล้ว โดยส่วนต่างแสดงได้ดังรูปที่ 3.11 บอร์ดควบคุมที่ใช้คือ Pixhawk 2.4.8 ร่วมกับเฟิร์มแวร์ PX4 ติดต่อผ่านทางโปรแกรม Qgroundcontrol และ TeraTerm โดยบอร์ดจะรับค่าจากเซนเซอร์จาก

ภายในคือ IMU และภายนอกคือ GPS, Magnetometer, Airspeed sensor, Voltage and current มาประมวลผล พร้อมบันทึกข้อมูลเหล่านี้ไว้ระหว่างบิน

สำหรับระบบสื่อสารระหว่างอากาศยานและภาคพื้นคือ Longrange telemetry RF900+ ความถี่ 915 MHz ที่มีข้อมูลจากผู้ผลิตว่าระยะทำการในเขตเมืองและชนบทคือ 25 กิโลเมตร วิทยุควบคุมอากาศยาน Futaba เชื่อมต่อกับ โมดูล Arkbird UHF 433 MHz ระบบภาพใช้ชุดรับส่ง ความถี่ 1.2 GHz พร้อมติดตั้ง OSD สำหรับแสดงข้อมูลการบินที่สำคัญแก่นักบิน

### 3.7 การทดสอบอากาศยาน

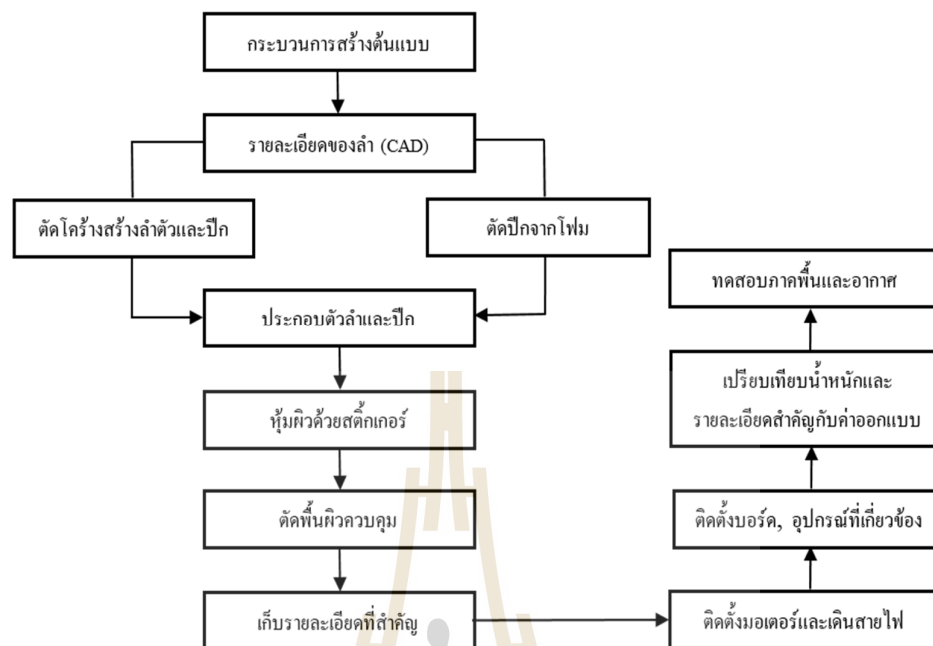
การทดสอบแบ่งออกเป็น 2 ส่วนคือ การทดสอบภาคพื้นและการทดสอบการบิน โดยการทดสอบภาคพื้นจะมุ่งเน้นไปที่การทดสอบระบบทุกๆส่วนก่อนที่จะทำการบิน ค้นหาปัญหาที่อาจก่อให้เกิดอันตรายระหว่างบิน สำหรับทดสอบการบิน จะทดสอบทั้งการบังคับด้วยมนุษย์ โดยต้องทดสอบทั้งระบบอากาศยานปีกตรึงและปีกหมุน เพื่อเก็บข้อมูลด้านการควบคุม การใช้พลังงาน อาทิ แรงดันไฟฟ้า กระแส จุดบกพร่องทางการบิน โดยเฉพาะอย่างยิ่งในส่วนที่อันตรายที่สุดคือ ช่วงเปลี่ยนโหมดการบินจากอากาศยานหลายใบพัดสู่อากาศยานปีกตรึง

การทดสอบต้องมีแผนการทดสอบเพื่อควบคุมและสร้างความเข้าใจของบุคคลที่ทำการทดสอบ ร่วมกัน การประเมินคุณภาพการบินจากนักบินทดสอบ การประเมินความเสี่ยงในการทดสอบแผน ลูกเห็บหนักเกินอุบัติเหตุ รวมถึงลำดับการตรวจสอบความพร้อมอากาศยานก่อนขึ้นบินซึ่งมีแผนการทดสอบดังรูปที่ 3.12

### 3.8 วิธีการเปลี่ยนโหมดการบิน

การทดสอบเริ่มจากให้อากาศยานขึ้นทางดิ่งไปที่ความสูงมากกว่า 20 เมตรเพื่อความปลอดภัย จากนั้นจะเปิดระบบเปลี่ยน โหมดโดยมอเตอร์ของระบบปีกตรึงจะถูกเร่งจาก 0 ถึง 100 เปอร์เซ็นต์ภายในเวลา 3 วินาที จากนั้นจะเร่งต่อเนื่องที่ 100 เปอร์เซ็นต์อีก 7 วินาที

ในขณะที่เวลาเพิ่มขึ้น ความเร็วรอบมอเตอร์ของระบบขึ้นลงทางดิ่งจะลดลงอย่างคงที่เป็นเชิงเส้นและจะดับสนิทที่เวลาเท่ากับ 10 วินาที (หรือเวลาสิ้นสุดการเปลี่ยนโหมด) วิธีการเปลี่ยนโหมดเช่นนี้ส่งผลให้ลดกระแสสูงสุดจากการเปิดใช้ทั้งสองระบบพร้อมกัน ลดความเสี่ยงจากการที่แผงจ่ายไฟฟ้าไหม้เมื่อกระแสไฟฟ้าเกินกำหนดแสดงวิธีดังรูปที่ 3.13 และ 3.14

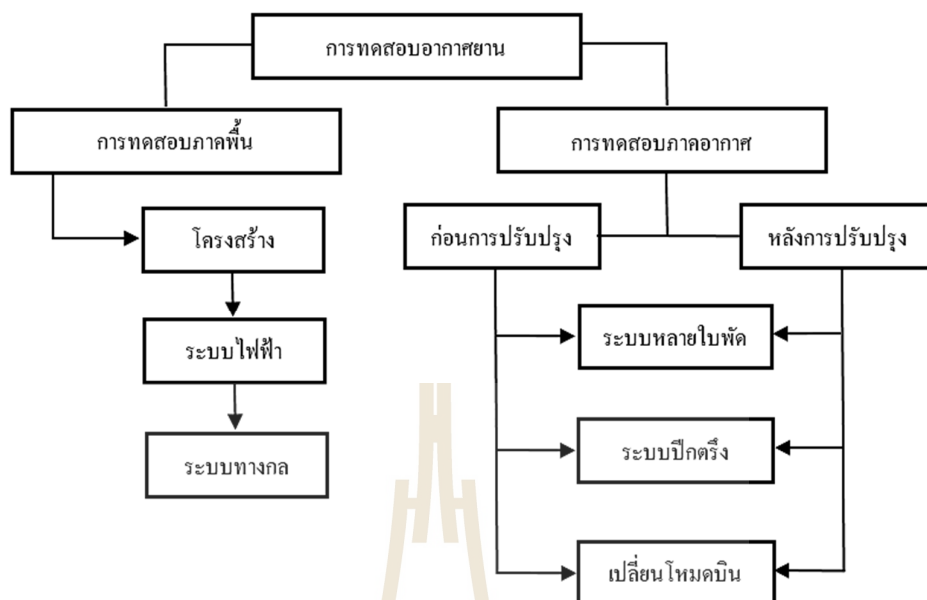


รูปที่ 3.10 กระบวนการสร้างอากาศยาน



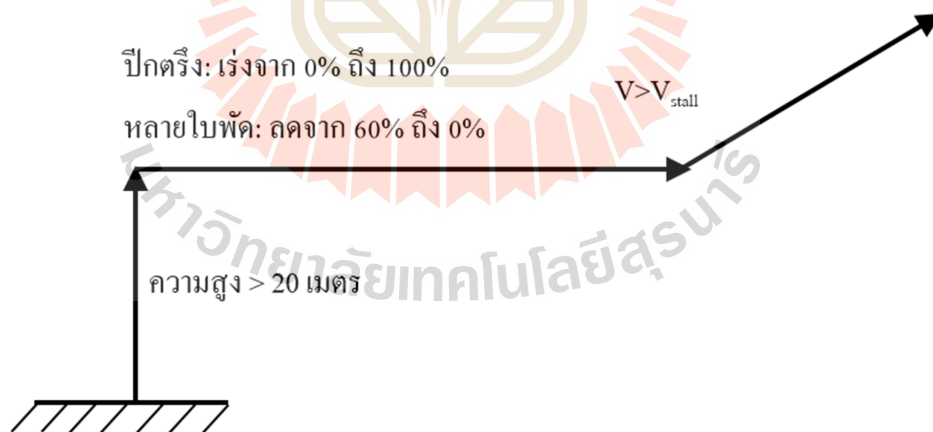
รูปที่ 3.11 อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ภายในอากาศยาน



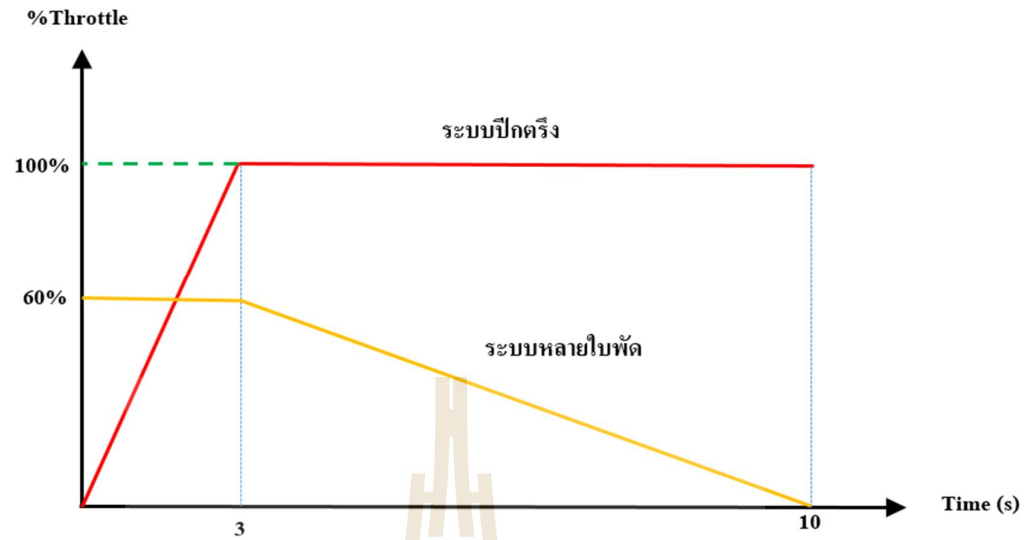


รูปที่ 3.12 แผนการทดสอบอากาศยานภาคพื้นและการบิน

ความเร็วได้ด้วยการสังเกตระดับความสูงของอากาศยาน หากแรงยกไม่เพียงพอ นักบินสามารถเร่งคันเร่งช่วยชดเชยได้



รูปที่ 3.13 การเปลี่ยนโหมดการบิน เมื่อคันเร่งระบบหลายใบพัดอยู่ที่ 60%



รูปที่ 3.14 การเร่งของมอเตอร์ระหว่างเปลี่ยนโหมดการบิน เมื่อคันเร่งระบบหลายใบพัดเริ่มที่ 60%

## บทที่ 4

### การออกแบบอากาศยาน

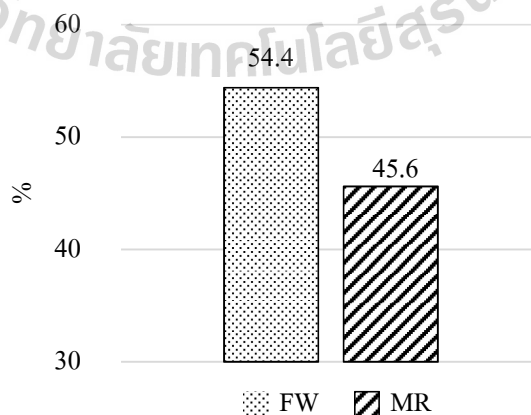
ในบทนี้จะกล่าวถึงการออกแบบอากาศยาน ซึ่งประกอบไปด้วยการประมาณแรงต้านอากาศ การหาลำดับไฟฟ้าในโหมดหลายใบพัด เพื่อหาขนาดความจุของแบตเตอรี่ การเลือกแผนอากาศที่เหมาะสมกับอากาศยาน การวิเคราะห์เสถียรภาพ เมื่อได้รับแบบของอากาศยานแล้ว ขั้นตอนต่อมาคือการสร้างต้นแบบอากาศยานพร้อมทั้งจัดหาระบบขับเคลื่อนที่มีความเหมาะสมต้นแบบอากาศยาน

#### 4.1 ผลการออกแบบ

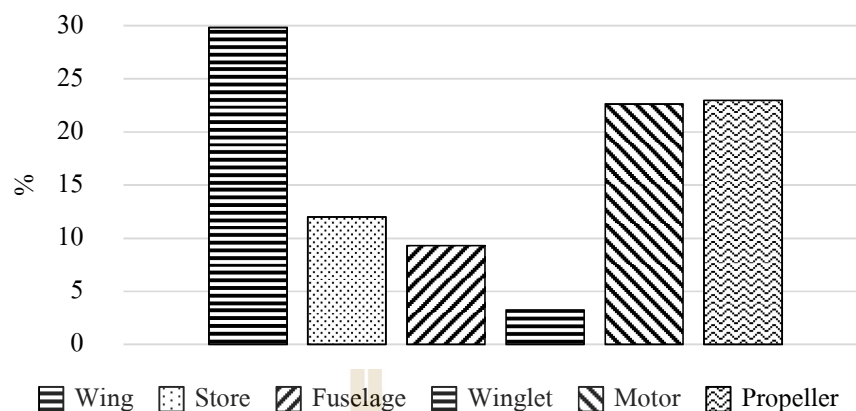
##### 4.1.1 แรงต้าน

สัมประสิทธิ์แรงต้านในแต่ละชิ้นส่วนแสดงดังตารางที่ 4.1 โดยรูปที่ 4.1 แสดงการเปรียบเทียบระหว่างแรงต้านของระบบปีกบินและระบบขึ้นลงทางดิ่ง โดยระบบอากาศยานปีกตรึงมีแรงต้านที่สูงกว่าระบบขึ้นลงทางดิ่ง แรงต้านที่ประมาณไว้นี้จะถูกนำไปคำนวณพลังงานไฟฟ้าที่ต้องการต่อไป

จากรูปที่ 4.2 พบว่า ปีกมีส่วนแรงต้านสูงที่สุดคือ 30% มอเตอร์และใบพัดมีขนาดแรงต้านใกล้เคียงกัน อย่างไรก็ตาม หากในขณะที่บินใบพัดไม่ได้ตั้งฉากกับการไหลของอากาศ แรงต้านจะน้อยกว่าที่ประเมินไว้ รวมถึงหากปีกไม่ได้มีการไหลแบบปั่นป่วนทั้งหมดจะทำให้แรงต้านที่ประเมินไว้ต่ำกว่านี้เช่นกัน โดยความสมเหตุสมผลจะพิจารณาอีกครั้งในภายหลัง



รูปที่ 4.1 สัดส่วนแรงต้านระหว่างระบบปีกตรึงและขึ้นลงทางดิ่ง



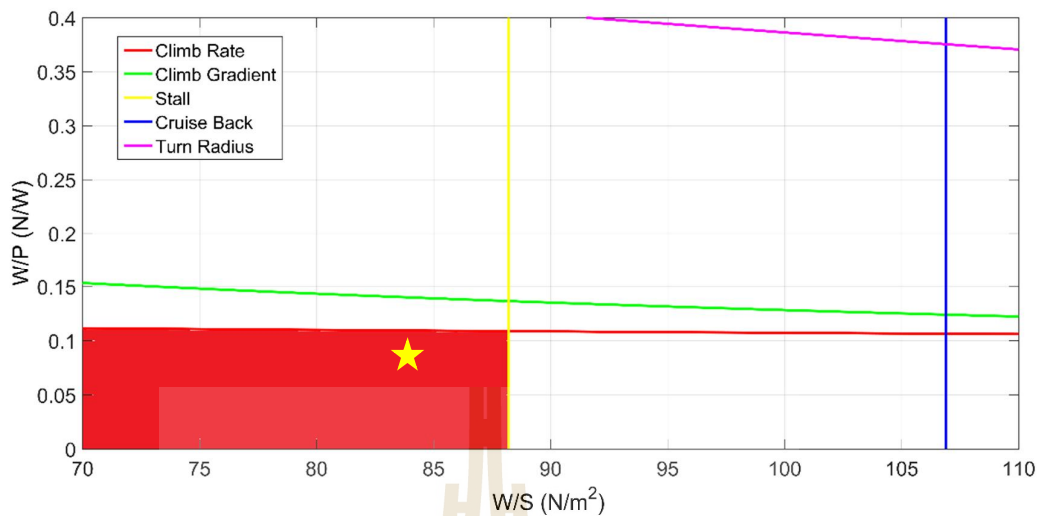
รูปที่ 4.2 สัดส่วนแรงดันในแต่ละชิ้นส่วน

ตารางที่ 4.1 สัมประสิทธิ์แรงดันในแต่ละชิ้นส่วน

ชิ้นส่วน	เลขเรย์โนลด์	สัมประสิทธิ์แรงดัน
Wing	$4.80 \times 10^5$	0.0138
Winglet	$2.40 \times 10^5$	0.0015
Fuselage	$1.38 \times 10^6$	0.0044
External store	$7.25 \times 10^5$	0.0056
Motor	$5.56 \times 10^4$	0.0105
Propeller	-	0.0106
รวม		<b>0.0489</b>

#### 4.1.2 พื้นที่ออกแบบอากาศยาน

จุดออกแบบอากาศยานแสดงได้ดังรูปที่ 4.3 โดยจุดที่สามารถเลือกได้คือพื้นที่สีแดง น้ำหนักเปล่าอากาศยานจากสมการที่ 3.2 เท่ากับ 3.4 กิโลกรัม อย่างไรก็ตาม จากการสืบค้นข้อมูลเกี่ยวกับน้ำหนักเปล่าของอากาศยานในขนาดที่ใกล้เคียงกัน อาทิ ITU tailless น้ำหนักเปล่า 3 กิโลกรัม อีกทั้งสมการที่ 3.2 อาจมีความคลาดเคลื่อนเนื่องจากข้อมูลที่ใช้สร้างสมการยังมีไม่มากพอ รวมถึงอากาศยานไร้คนบินมีการใช้วัสดุโครงสร้างที่สร้างแตกต่างกันมากกว่าอากาศยานขนาดใหญ่ จึงทำให้ความเป็นเชิงเส้นของสมการลดลง ด้วยเหตุนี้ ผู้วิจัยจึงเลือกน้ำหนักเปล่าเท่ากับ 3 กิโลกรัม และเลือกขนาดปีกเท่ากับ 0.8 ตารางเมตร ดังตารางที่ 4.2



รูปที่ 4.3 พื้นที่ออกแบบอากาศยาน

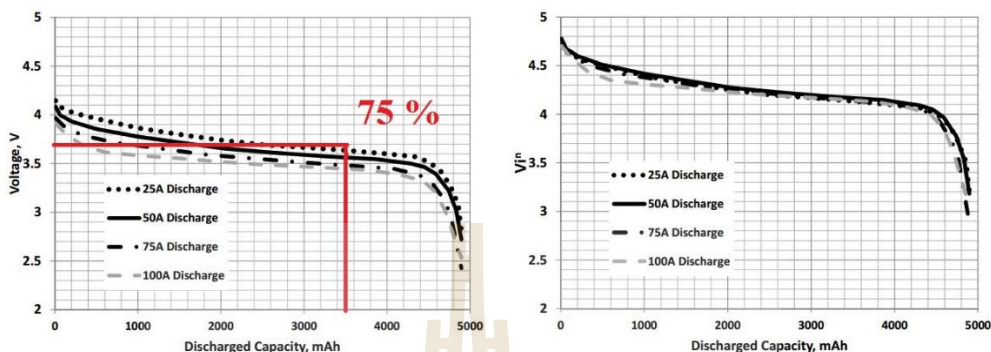
ตารางที่ 4.2 พารามิเตอร์ที่สำคัญของการออกแบบ

พารามิเตอร์		ค่า	หน่วย
Reference area	$S$	0.8	$m^2$
Power loading	$W/P$	0.10	N/W
Wing loading	$W/S$	83.38	$N/m^2$
Fixed wing weight	$W_e$	3	kg
VTOL weight	$W_{MR}$	0.72	kg
Battery weight	$W_b$	1.68	kg
Payload weight	$W_{pl}$	1.4	kg
Takeoff weight	$W_{TO}$	6.8	kg
Battery capacity	$C_b$	15000	mAh

#### 4.1.3 น้ำหนักแบตเตอรี่

ผลการประมาณความจุแบตเตอรี่คือ 15000 mAh น้ำหนัก 1.68 กิโลกรัม เพื่อความปลอดภัยกำหนดให้ความจุที่ใช้ได้จริงคือ 75 % หรือ 11250 mAh การตรวจสอบความจุแบตเตอรี่ด้วยวิธีกำลังคงที่จำเป็นต้องทราบขนาดความจุของแบตเตอรี่ก่อน แบตเตอรี่ขนาด 5000 mAh

จำนวน 3 ก่อนจึงถูกเลือก เนื่องจากมีข้อมูลทดสอบดังรูปที่ 4.4 อีกทั้งขนาดดังกล่าวยังมีจำหน่ายจริงอีกด้วย ผลการตรวจสอบสามารถแสดงได้ในหัวข้อถัดไป



รูปที่ 4.4 ผลการทดสอบแบตเตอรี่ขนาด 5000 mAh (Lance W. Traub, 2016)

#### 4.1.4 แรงขับและกำลังของระบบขับเคลื่อนอากาศยาน

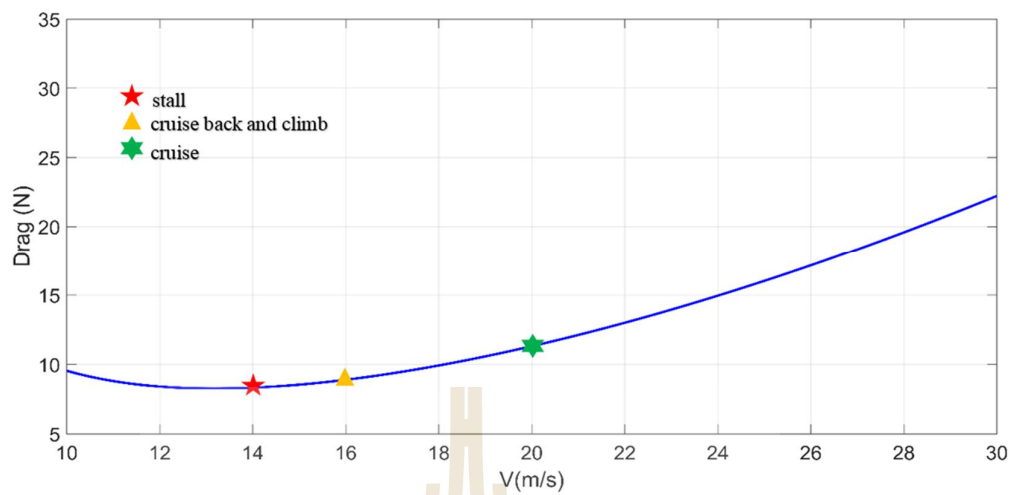
##### ก. แรงขับและกำลังของอากาศยานปีกตรึง

แรงต้านที่ประมาณได้จะใช้ในการสร้างกราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงขับและกำลังขับของอากาศยานที่เปลี่ยนแปลงตามความเร็วแสดงดังรูปที่ 4.5 พบว่า ช่วงความเร็วที่ได้กำลังขับต่ำที่สุดคือ 13.1 เมตรต่อวินาที ซึ่งใกล้กับความเร็ว Stall มากเกินไป ดังนั้นจึงกำหนดให้ความเร็วสำหรับการบินวนและเดินทางกลับฐานปฏิบัติการเป็น 16 เมตรต่อวินาที หรือประมาณ 1.2 เท่าของความเร็ว Stall กำลังขับของอากาศยานจะถูกเปลี่ยนเป็นกำลังไฟฟ้าเพื่อหาขนาดของมอเตอร์ ESC และความจุของแบตเตอรี่ต่อไป

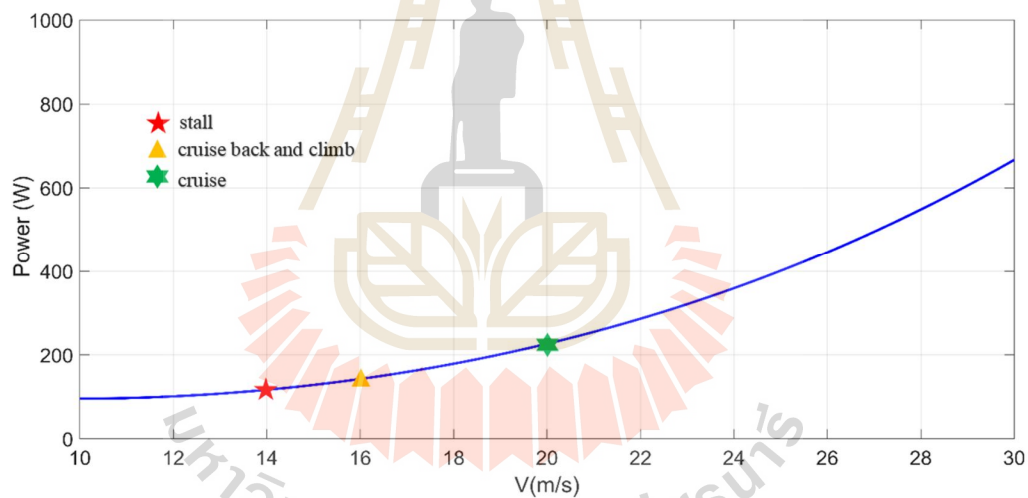
##### ข. แรงขับและกำลังของอากาศยานหลายใบพัด

กำลังไฟฟ้าของระบบขึ้นลงทางดิ่งสามารถแสดงได้ดังตารางที่ 4.3 อัตราส่วนกำลังและแรงขับแสดงดังตารางที่ 4.4 ค่าเหล่านี้จะถูกใช้ในการเลือกระบบขับเคลื่อนต่อไปและจะถูกอภิปรายความเหมาะสมผลภายหลังการทดสอบอากาศยานเรียบร้อยแล้ว

จากงานวิจัยเกี่ยวกับการออกแบบอากาศยานขึ้นลงทางดิ่งของ H. Stone (2006) และ Bo Wang (2016) ได้ใช้อัตราส่วนแรงขับต่อน้ำหนักเท่ากับ 1.15 และ 1.2 ตามลำดับ ซึ่งใกล้เคียงกับที่อากาศยาน SUTech VTOL ต้องการคือ 1.12 ในส่วนอัตราส่วนน้ำหนักสัมภาระต่อน้ำหนักรวมของของอากาศยาน ดังตารางที่ 4.4



รูปที่ 4.5 แรงขับที่อากาศยานต้องการในแต่ละความเร็ว



รูปที่ 4.6 กำลังขับที่อากาศยานต้องการในแต่ละความเร็ว

ตารางที่ 4.3 กำลังไฟฟ้าที่เหมาะสมสำหรับช่วงต่างๆของระบบขึ้นลงทางดิ่ง

พารามิเตอร์	ค่า (W)
ลอยตัวนิ่ง	175
ขึ้นทางดิ่ง	259
ลงทางดิ่ง	160



ตารางที่ 4.4 อัตราส่วนกำลังและแรงขับ

$\frac{P_{TO}}{P_H}$	$\frac{P_{LD}}{P_H}$	$\frac{T_{TO}}{W_{TO}}$	$\frac{W_b}{W_{TO}}$	$\frac{W_e}{W_{TO}}$	$\frac{W_{pl}}{W_{TO}}$
1.48	0.90	1.12	0.25	0.53	0.22

หากพิจารณาอากาศยานแบบผสมเพื่อเปรียบเทียบกับอากาศยานหลายใบพัด กำหนดให้น้ำหนักเปล่าอากาศยานใหม่คือน้ำหนักเปล่าปกติรวมกับระบบขึ้นลงทางดิ่งเท่ากับ 3.72 กิโลกรัม จากตารางที่ 4.5 พบว่า SUtech VTOL มีสัดส่วนสัมภาระต่อน้ำหนักรวมน้อยกว่าอื่น รวมถึงมีน้ำหนักเปล่าต่อน้ำหนักรวมสูงสุด ซึ่งเป็นเรื่องปกติสำหรับอากาศยานแบบ VTOL เพราะประกอบด้วย 2 ระบบ อากาศยานถูกออกแบบให้บินแบบอากาศยานหลายใบพัดเพียง 2 นาที เนื่องจากใช้พลังงานมาก

ตารางที่ 4.5 การเปรียบเทียบน้ำหนักในรูปแบบของอากาศยานปีกตรึง

ชื่ออากาศยาน	ความยาวปีก (m)	น้ำหนักสัมภาระ (kg)	น้ำหนัก (kg)	สัมภาระต่อน้ำหนัก	ความเร็วเดินทาง (km/h)	เวลาบิน (hr)	หมายเหตุ
Orbiter UAV	2.2	1.5	7	0.21	92.60	3	-
Bayraktar	2	1	5	0.20	60	1	-
ITU Tailless 1	2.6	1.3	7.7	0.17	72	1	แบตเตอรี่ 3.3 kg
SuTech VTOL	2.45	1.4	6.8	0.21	72	0.3	ตามภารกิจ

ตารางที่ 4.6 การเปรียบเทียบน้ำหนักในรูปแบบของอากาศยานหลายใบพัด (6 ใบพัด)

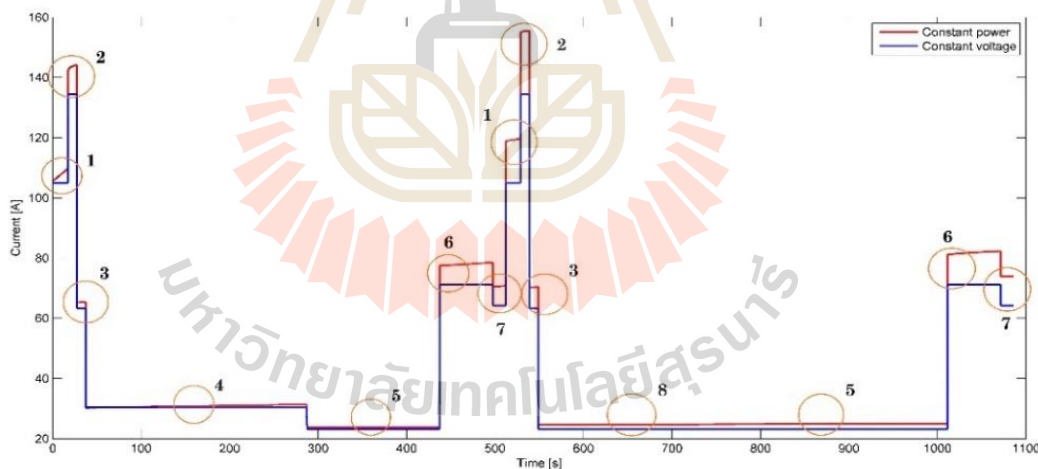
ชื่ออากาศยาน	สัมภาระ (กิโลกรัม)	น้ำหนักรวม (กิโลกรัม)	สัมภาระต่อน้ำหนักรวม	แบตเตอรี่ต่อน้ำหนักรวม	เปล่าต่อน้ำหนักรวม	เวลาบิน (นาที)	หมายเหตุ
Tarot	1.5	6.8	0.22	0.36	0.51	11.60	-
Aibot	2	6.65	0.30	0.23	0.51	10.00	-
SUtech VTOL	1.4	6.8	0.21	0.25	0.55	2.00	ภารกิจ

#### 4.1.5 พลังงานไฟฟ้า

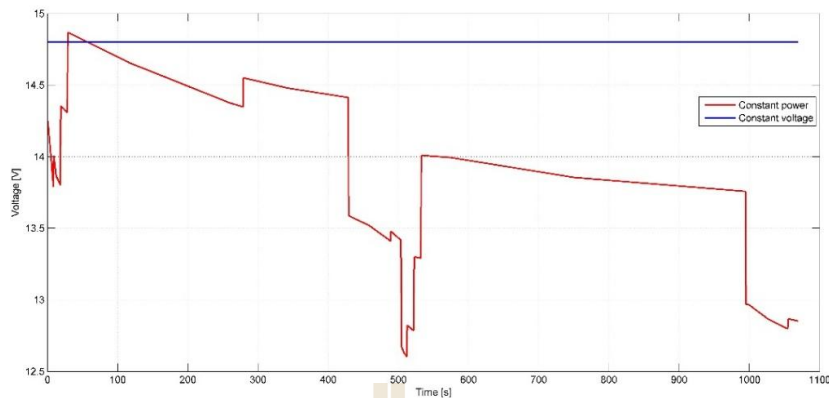
ในการประมาณพลังงานไฟฟ้า ทำการเปรียบเทียบ 2 วิธี วิธีที่ 1 คือวิธีแรงดันไฟฟ้าคงที่ (Constant voltage) ร่วมกับแฟกเตอร์ 0.7 สำหรับชดเชยในส่วนของความจุที่ไม่สามารถใช้ได้ และการเพิ่มขึ้นของการกินกระแสอันเนื่องมาจากลดลงของแรงดันไฟฟ้าที่ความจุต่ำแบตเตอรี่ต่ำลง วิธีที่ 2 คือวิธีกำลังคงที่ (Constant power) จากรูปที่ 4.7 พบว่า วิธีกำลังคงที่จะมีการใช้กระแสไฟฟ้าเพิ่มขึ้นเนื่องจากแรงดันไฟฟ้าลดลงเมื่อความจุแบตเตอรี่ลดลง ตรงข้ามกับวิธีแรงดันไฟฟ้าคงที่ ซึ่งยังเห็นความแตกต่างเมื่อเวลาเพิ่มขึ้น (แบตเตอรี่ความจุต่ำลง)

รูปที่ 4.7 เริ่มจากการ (1) ขึ้นทางดิ่ง, (2) เปลี่ยนโหมดการบิน, (3) การไต่ระดับ, (4) เดินทางสู่เป้าหมาย, (5)การบินวน 2.5 นาที, (6) ลอยตัวนิ่ง 1 นาที ลงจอด จากนั้นจึงเริ่มกระบวนการเดิม แตกต่างเพียงความเร็วเดินทางกลับ (7)

รูปที่ 4.7 แสดงให้เห็นว่า หากพิจารณาด้วยวิธีแรงดันคงที่พร้อมกับมีประสิทธิภาพ 70 % (แฟกเตอร์ 0.7) จะสำหรับชดเชยในส่วนของความจุที่ไม่สามารถใช้ได้และการเพิ่มขึ้นของการใช้กระแสอันเนื่องมาจากลดลงของแรงดันไฟฟ้าที่ความจุต่ำแบตเตอรี่ต่ำลง เนื่องจากมีผลการประเมินความจุแบตเตอรี่ใกล้เคียงกับวิธีกำลังคงที่



รูปที่ 4.7 กระแสไฟฟ้าในการบินระหว่างวิธีกำลังคงที่ (สีแดง) และแรงดันคงที่ (สีน้ำเงิน)



รูปที่ 4.8 แรงดันไฟฟ้าในช่วงต่างๆของการบิน

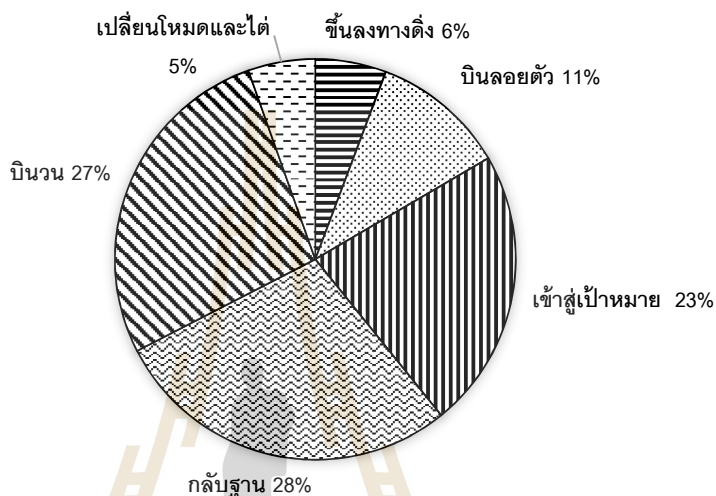
ตารางที่ 4.7 การประมาณการใช้กระแสไฟฟ้าเฉลี่ยในแต่ละโหมด

ช่วงการบิน	กระแสไฟฟ้า (A)	
	เข้าสู่เป้าหมาย	กลับฐาน
ขึ้นทางดิ่ง	105	112
เปลี่ยนโหมด	144	155
ไต่ระดับ	65	70
บินเดินทาง	30	25
บินวน,บินกลับ	23	25
บินลอยตัว	78	82
ลงทางดิ่ง	72	75

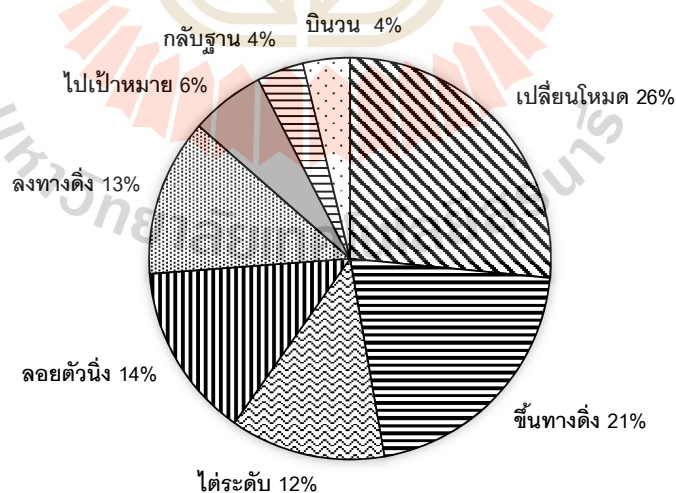
เวลาที่ทำการกิจรวมคือ 18.43 นาที สัดส่วนเวลาในแต่ละช่วงของภารกิจ แสดงได้ดังรูปที่ 4.9 การขึ้นและลงทางดิ่งใช้เวลา 0.54 นาที การไต่ระดับใช้เวลา 0.5 นาที บินเดินทางสู่เป้าหมายใช้เวลา 4.14 นาที บินลอยตัวใช้เวลา 1 นาที รวมเวลาที่ใช้ในการเข้าหาเป้าหมายคือ 6.18 นาที ไม่รวมการบินวนและลอยตัวที่เหลืออีก 1 นาที (ใช้ไป 1 นาทีสำหรับการลงจอด)

จากรูปที่ 4.11 พบว่าพลังงานไฟฟ้าที่ใช้ในช่วงเดินทางไปและกลับมีค่าเท่ากัน โดยปกติแล้วหากความเร็วที่ใช้เดินทางนั้นสูงกว่าความเร็วที่สัดส่วนแรงยกต่อแรงต้านสูงสุดแล้ว การลดความเร็วย่อมหมายถึงใช้พลังงานลดลง แต่ในกรณีอากาศยานที่ใช้ไฟฟ้าเป็นแหล่งพลังงาน เมื่อเวลา

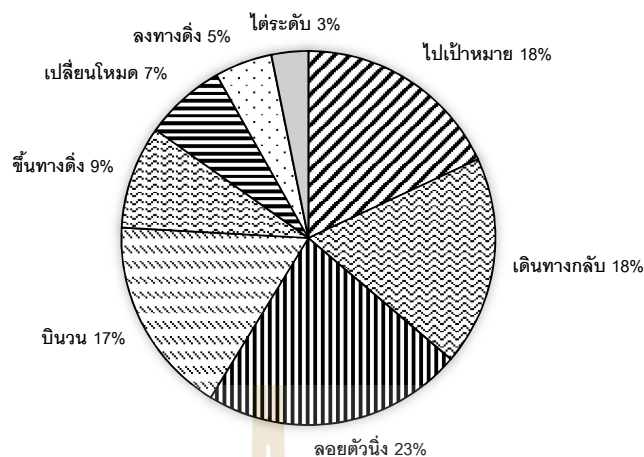
ผ่านไปความจุแบตเตอรี่ลดลง แรงดันไฟฟ้าจึงลดลงตามไปด้วย อาภาศยานต้องการกำลังไฟฟ้าคงที่ ด้วยเหตุนี้จึงมีการใช้กระแสไฟฟ้าเพิ่มขึ้นโดยเฉพาะช่วงที่แบตเตอรี่ใกล้หมดดังเช่นช่วงเดินทางกลับ ด้วยเหตุนี้ผลรวมการใช้พลังงานไฟฟ้าจึงสูงกว่าที่ควรจะเป็น หากคำนวณโดยวิธีแรงดันไฟฟ้าคงที่จะได้ผลรวมการใช้พลังงานต่ำกว่าความเป็นจริง



รูปที่ 4.9 สัดส่วนเวลาในแต่ละช่วงของภารกิจ



รูปที่ 4.10 สัดส่วนการใช้กระแสไฟฟ้าที่ใช้ในแต่ละช่วงของการบิน



รูปที่ 4.11 สัดส่วนพลังงานไฟฟ้าที่ใช้ในแต่ละช่วงของการบิน

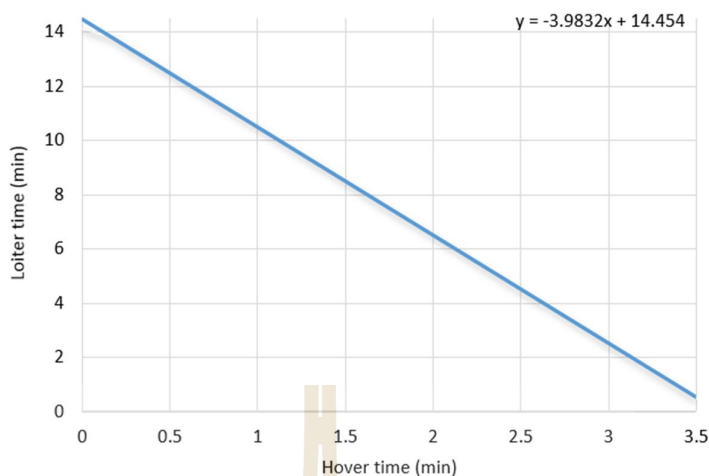
#### 4.1.6 การจัดการพลังงานของอากาศยาน

เนื่องด้วยภารกิจของอากาศยานอาจมีการเปลี่ยนแปลงตามสถานการณ์ สิ่งที่เป็นที่สุดคือ อากาศยานต้องมีพลังงานเพียงพอที่จะกลับสู่ฐานปฏิบัติการ เนื่องจากฐานปฏิบัติการมีความแน่นอนในที่ตั้งอยู่แล้ว ดังนั้นพลังงานที่เหลือค่าที่สุดที่อากาศยานสามารถบินกลับได้พิจารณาจากเกณฑ์ต่อไปนี้

- บินกลับฐานที่ความเร็ว 16 เมตรต่อวินาที ระยะทาง 5000 เมตร : 18 %
- เปลี่ยนโหมดการบิน : 3.5 %
- ขึ้นและลงทางดิ่ง : 5 %
- ได้ระดับจากความสูง 50 เมตรสู่ความสูง 150 เมตร : 1.5 %
- พลังงานสำหรับการลอยตัวในอากาศ 1 นาที : 11.5 %
- พลังงานสำหรับบินวนในอากาศ 2 นาที : 6.8 %

ผลคือ อากาศยานต้องมีพลังงานอย่างน้อย 5,210 mAh หรือ 46.3 % ของพลังงานที่ใช้ได้ (11,250 mAh) เพื่อความง่ายต่อการจัดการ กำหนดค่าใหม่ของความจุแบตเตอรี่คงเหลือต่ำสุดคือ 5300 mAh หรือสามารถใช้ได้ไม่เกิน 5950 mAh

เนื่องจากการกิจออกแบบให้มีการเผื่อพลังงานสำหรับการลอยตัวนิ่ง 2 นาทีและบินวน 5 นาที ในทางปฏิบัติอาจมีการเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาได้ดังรูปที่ 4.12 แสดงการเปลี่ยนแปลงเวลาที่สามารถทำปฏิบัติการได้ระหว่างการลอยตัวและการบินวน หากไม่ทำการลอยตัว อากาศยานสามารถบินวนได้นานถึง 14 นาที และสามารถบินลอยตัวได้ 3.5 นาที หากไม่บินลอยตัว



รูปที่ 4.12 ความสัมพันธ์ระหว่างเวลาในการลอยตัว (Hover) และการบินวน (Loiter)

#### 4.1.7 แพนอากาศ

แพนอากาศจะถูกเลือกตามเกณฑ์ของแรงยกและโมเมนต์ที่ต้องการ โดยแบ่งช่วงการบินออกเป็น 3 ช่วงคือ ช่วง Stall ช่วงบินเดินทางสู่เป้าหมายและช่วงบินเดินทางกลับฐาน ดังนี้

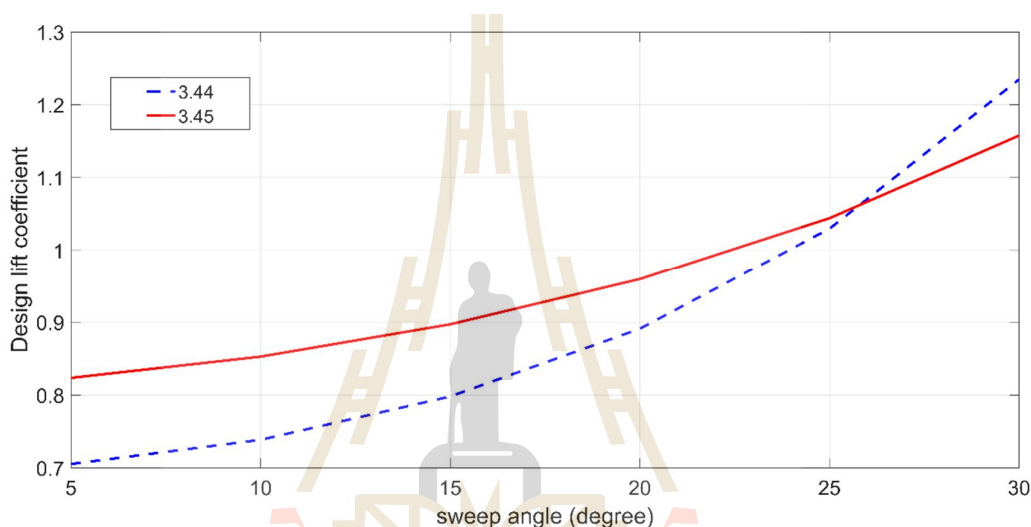
ตารางที่ 4.8 เกณฑ์การเลือกแพนอากาศ

Flight	$V_\infty$	$V_{eff}$	$Re$	$C_L$	$C_{l-(3.44)}$	$C_{l-(3.45)}$	$C_{l,design}$	$C_m$
Stall	14	12.48	$3.68 \times 10^5$	0.88	1.1	1.09	<b>1.1</b>	-
Cruiseback	16	14.27	$4.21 \times 10^5$	0.67	0.844	0.83	<b>0.84</b>	-
Cruise	20	17.82	$5.26 \times 10^5$	0.43	0.54	0.53	<b>0.54</b>	<b>0.038</b>

แพนอากาศจะถูกเลือกตามเกณฑ์ดังตารางที่ 4.8 ซึ่งพบว่า วิธีการประมาณค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของสมการที่ 3.44 และ 3.45 มีค่าใกล้เคียงกัน จึงเลือกค่าที่ต้องการคือ 1.1 สัมประสิทธิ์แรงยก ความแตกต่างระหว่าง  $C_L$  และ  $C_{l,design}$  อยู่ที่ 20 % ซึ่งหมายถึงแรงยกจากปีกมีค่าน้อยกว่าแพนอากาศ สมมติให้ Longitudinal stability coefficient เท่ากับ 7 % พบว่าที่การ Stall ต้องการ  $C_m$  เท่ากับ 0.077 และช่วงบินเดินทางคือ 0.038 ในทางปฏิบัติ ช่วงการ Stall ต้องมีการปรับ elevator deflection ให้ Up หรือเป็นลบมากขึ้น เพื่อสร้าง Pitching moment ด้วยเหตุนี้  $C_m$  ในช่วงบินเดินทางจะถูกใช้เป็นเกณฑ์การเลือก

รูปที่ 4.13 แสดงให้เห็นว่า ในกรณีมุมหลังปีก (Sweep angle) น้อยกว่า 25.8 องศา ผลลัพธ์จากสมการที่ 3.44 จะน้อยกว่า และจะมีผลลัพธ์ตรงข้ามเมื่อมากกว่า 25.8 องศา เนื่องด้วยมุมที่ใช้ในสมการคือ 27 องศา ผลลัพธ์จึงออกมาใกล้เคียงกันมาก

การที่มุมหลังปีกมากขึ้น ส่งผลให้ effective velocity หรือสมการที่ 3.42 มีค่าน้อยลง จึงทำให้  $C_L$  จากสมการที่ 3.43 เพิ่มขึ้น แม้ส่วนของสมการที่ 3.44 และ 3.45 มีแนวโน้มลดลง แต่ก็ยังไม่ลดลงด้วยอัตราที่มากพอเมื่อเทียบกับผลลัพธ์ของสมการที่ 3.43 หรือตัวเศษ



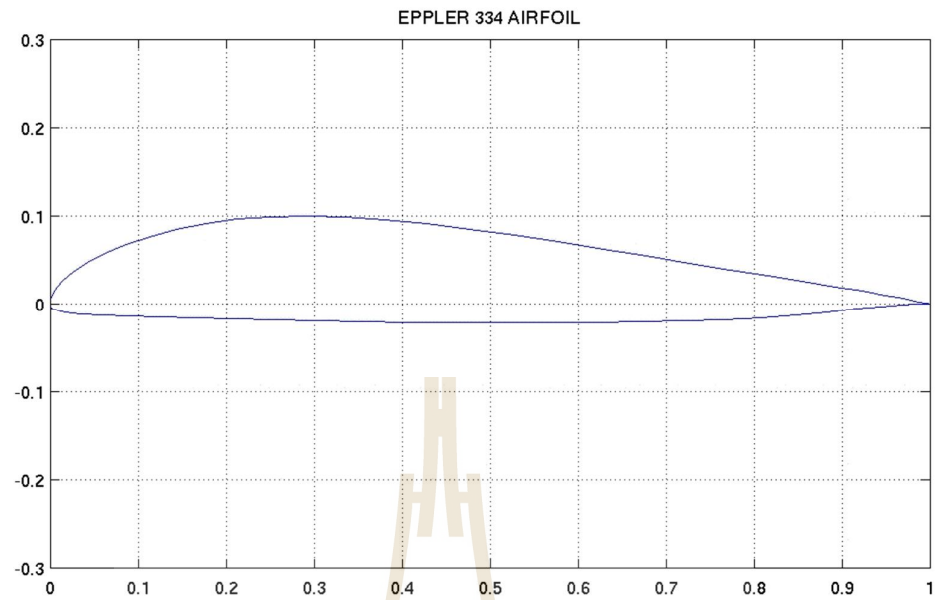
รูปที่ 4.13 เปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกที่ต้องการและมุมหลังปีก โดยสมการที่ 3.44 และ 3.45

แผนอากาศที่ถูกพิจารณาเพื่อเลือกตัวที่เหมาะสมจากแหล่งข้อมูล UIUC Airfoil โดยเป็นแผนอากาศสำหรับปีกบินแสดงได้ดังต่อไปนี้

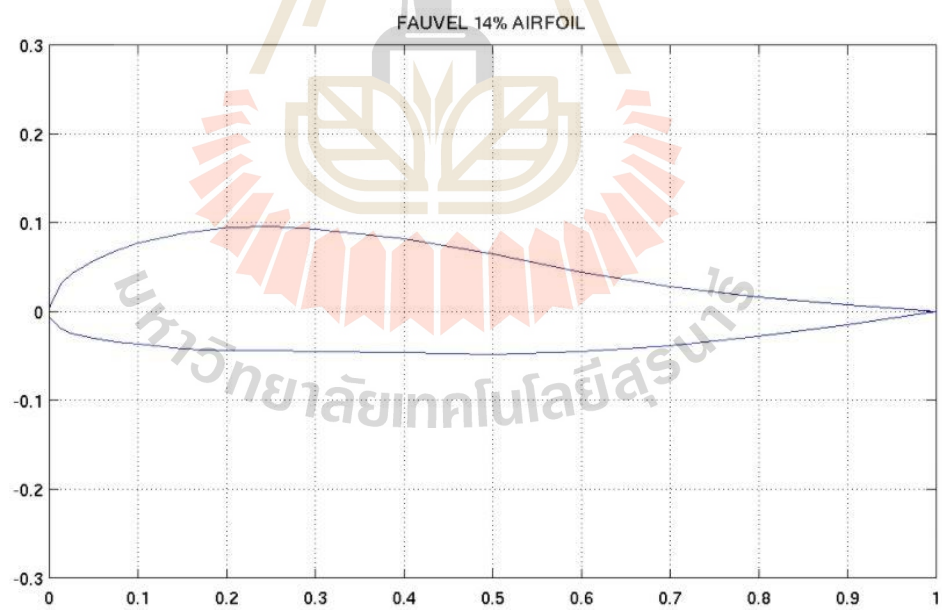
- E325-E344
- Fauvel 14%
- MH44-MH64
- S5010, S5020

ผลการวิเคราะห์พบว่า มีแผนอากาศ 3 แบบที่ผ่านเกณฑ์ คือ E334, Fauvel 14% และ S5010 แสดงดังรูปที่ 4.14 ถึง 4.16

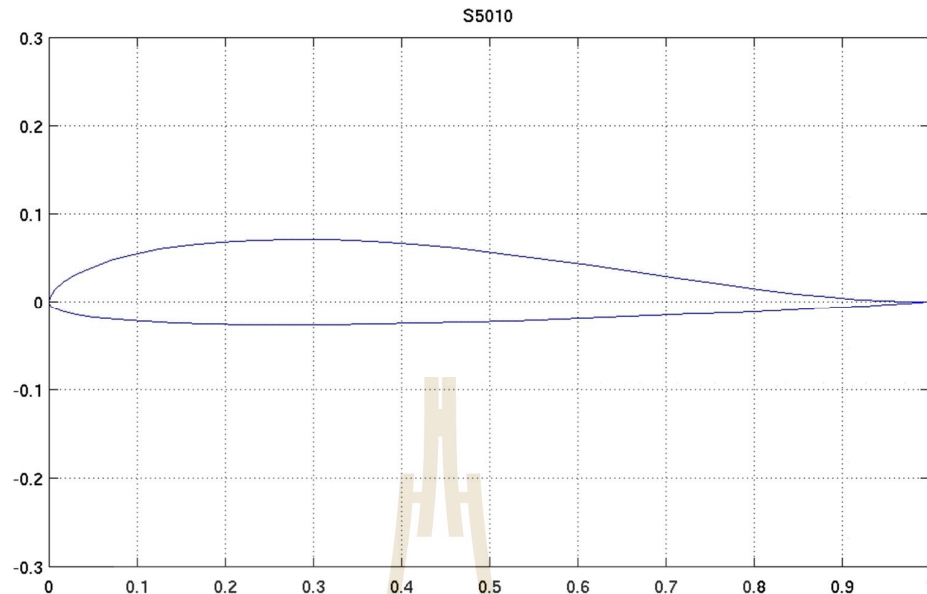




รูปที่ 4.14 แพนอากาศ Eppler 334



รูปที่ 4.15 แพนอากาศ Fauvel 14%



รูปที่ 4.16 แพนอากาศ S5010

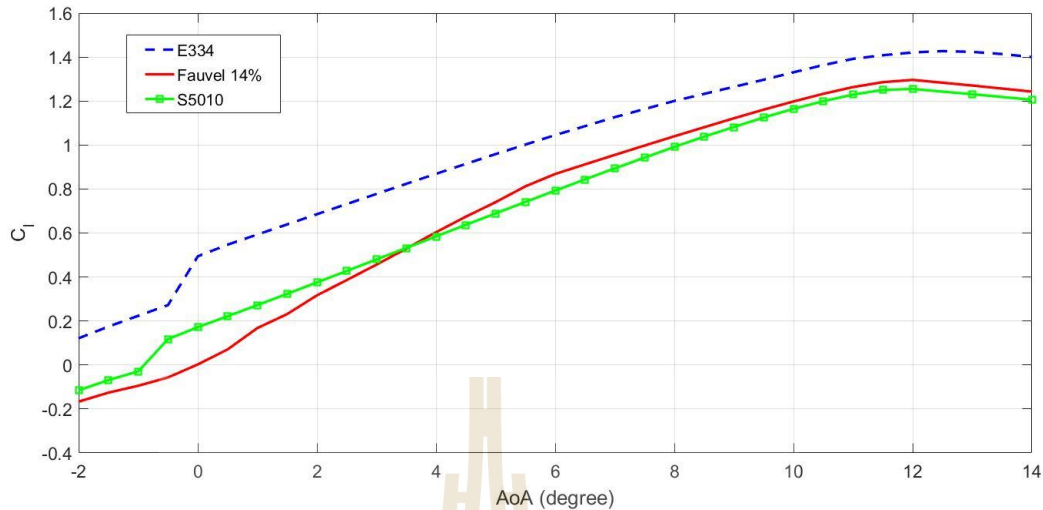
#### ก. การพิจารณาช่วงการ Stall

ในช่วงนี้จะพิจารณาสัมประสิทธิ์แรงยกสูงสุดเป็นหลัก ที่ความเร็วอากาศ 14 เมตรต่อวินาที สัมประสิทธิ์แรงยกแพนอากาศที่เพียงพอเท่ากับ 1.1

จากรูปที่ 4.17 และตารางที่ 4.9 พบว่า แพนอากาศทั้ง 3 แบบสามารถให้แรงยกได้เพียงพอ โดยมีลำดับมุมปะทะต่ำสุดไปสูงสุดคือ E334, Fauvel 14% และ S5010 ดังนั้นจะต้องพิจารณาเรื่องโมเมนต์และแรงต้านในช่วงของการบินเดินทางด้วยดังในหัวข้อถัดไป

ตารางที่ 4.9 การเปรียบเทียบแพนอากาศในช่วงการ Stall เมื่อ  $Re=300,000$

Airfoil	$C_{l,max}$	$AoA@ C_{l,max}$	$AoA@ C_l=1.1$
E334	1.43	12.5	6.7
Fauvel 14%	1.3	12	8.7
S5010	1.25	12	9.2



รูปที่ 4.17 การเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกแพนอากาศในช่วงการ Stall เมื่อ  $Re=300,000$

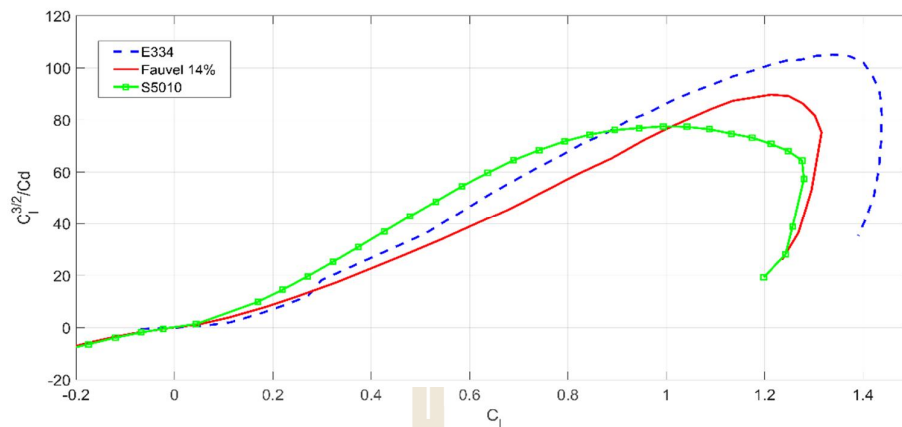
#### ข. การพิจารณาช่วงการบินเข้ากลับสู่ฐานและบินวน

ในช่วงนี้จะพิจารณาแรงต้านเป็นหลักเนื่องจากส่งผลต่อกำลังที่ใช้ อันดับต่อมาคือสัมประสิทธิ์โมเมนต์ที่ความเร็วอากาศ 16 เมตรต่อวินาที สัมประสิทธิ์แรงยกแพนอากาศเท่ากับ 0.84

รูปที่ 4.18 และตารางที่ 4.10 พบว่า S5010 ที่สัมประสิทธิ์แรงยกแพนอากาศเท่ากับ 0.84 มีค่า  $C_l^{3/2}/C_d$  เท่ากับ 75 ที่มุมปะทะ 8.4 องศา รองลงมาคือแพนอากาศ E334 และ Fauvel 14% ตามลำดับ อย่างไรก็ตาม E334 ก็มีค่า  $C_l^{3/2}/C_d$  เท่ากับ 72 ซึ่งใกล้เคียงกับ S5010 มากแต่ใช้มุมปะทะน้อยกว่าประมาณ 4 องศา Fauvel 14% มีค่าน้อยที่สุดแต่มุมปะทะใกล้เคียงกับ S5010

ตารางที่ 4.10 การเปรียบเทียบแพนอากาศในช่วงเดินทางกลับสู่ฐาน เมื่อ  $C_l=0.84$  และ  $Re=400,000$

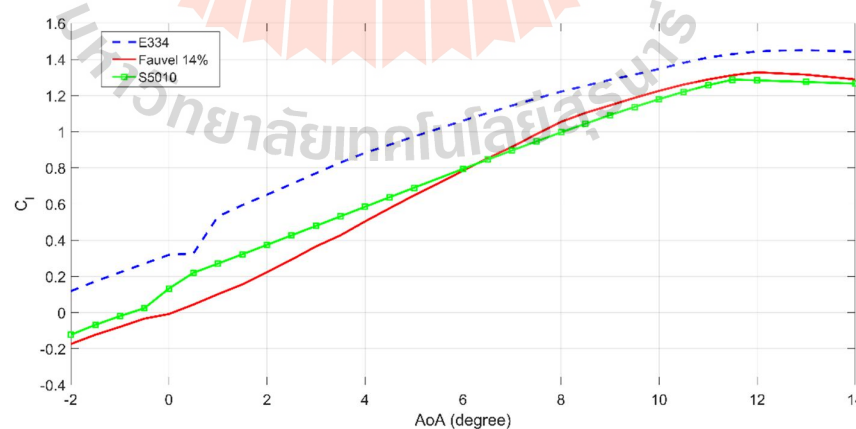
Airfoil	$C_l^{3/2}/C_d$	AoA
E334	72	3.6
Fauvel 14%	61	6.1
S5010	75	8.4



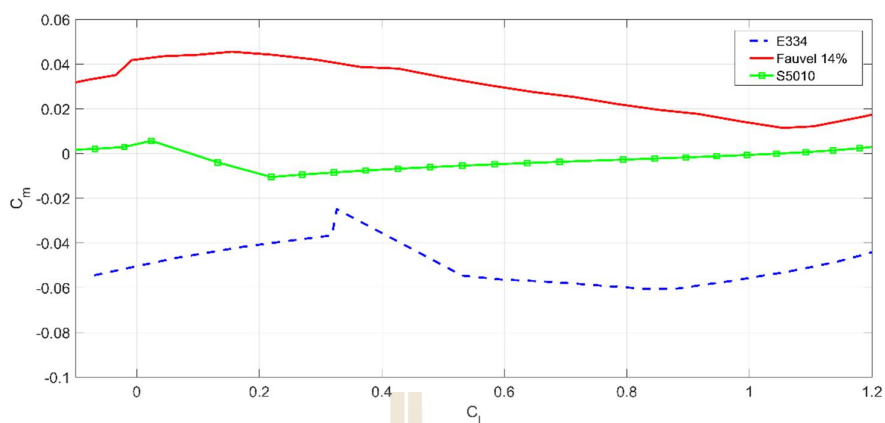
รูปที่ 4.18 เปรียบเทียบแผนอากาศในช่วงเดินทางกลับสู่ฐานและบินวน เมื่อ  $C_L = 0.84$ ,  $Re = 400,000$

#### ค. การพิจารณาช่วงการบินเข้าสู่เป้าหมาย

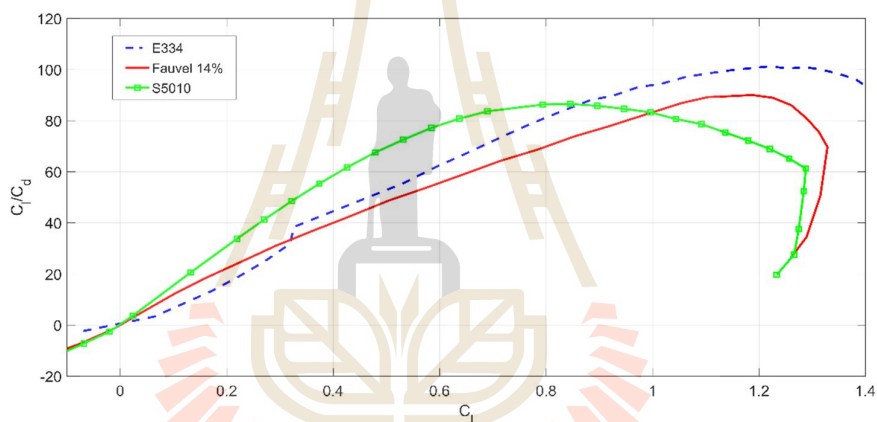
ในช่วงนี้จะพิจารณาแรงต้านเป็นหลักเนื่องจากส่งผลต่อกำลังที่ใช้ อันดับต่อมาคือสัมประสิทธิ์โมเมนต์ที่ความเร็วอากาศ 20 เมตรต่อวินาทีเมื่อต้องการสัมประสิทธิ์แรงยกของแผนอากาศเท่ากับ 0.54 พบว่า แผนอากาศ E334 ให้แรงยกที่เพียงพอที่มุมปะทะต่ำที่สุด รองลงมาคือ S5010 หากพิจารณาในเรื่องของโมเมนต์จะพบว่า E334 มีโมเมนต์เป็นลบมากกว่าตัวอื่นๆ แต่ S5010 มีค่าใกล้เคียงศูนย์และ Fauvel นั้นมีค่าเป็นบวก อย่างไรก็ตามหากพิจารณาสัดส่วนแรงยกต่อแรงต้านพบว่า ที่สัมประสิทธิ์แรงยกเท่ากับ 0.54 แผนอากาศ S5010 มีค่าสูงที่สุดเท่ากับ 70 รองลงมาคือ E334 เท่ากับ 54 และ Fauvel



รูปที่ 4.19 การเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงยกในช่วงการเดินทางสู่เป้าหมาย เมื่อ  $Re = 500,000$



รูปที่ 4.20 การเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์โมเมนต์ในช่วงการเดินทางสู่เป้าหมาย เมื่อ  $Re=500,000$



รูปที่ 4.21 การเปรียบเทียบอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านในช่วงเดินทางสู่เป้าหมาย เมื่อ  $Re=500,000$

### จ. สรุปการเลือกเพนอากาศ

จากการพิจารณาเพนอากาศทั้ง 3 ช่วงการบินพบว่า S5010 มีความเหมาะสมที่สุด ดังเหตุผลต่อไปนี้

1. ให้สัมประสิทธิ์แรงยกที่เพียงพอในช่วงของการ Stall ความเร็ว 14 เมตรต่อวินาที
2. สัดส่วนแรงยกต่อแรงต้านสูงที่สุด พิจารณาที่การบินสู่เป้าหมาย ความเร็ว 20 เมตรต่อวินาที
3. มีโมเมนต์เพนอากาศในช่วงที่น่าพอใจ กล่าวคือไม่เป็นลบมาก (ใกล้เคียงศูนย์) ซึ่งสามารถปรับเพื่อให้โมเมนต์เป็นบวกด้วยการทริม Elevator
4. รูปทรงเพนอากาศค่อนข้างง่าย มีความหนาที่เหมาะสมต่อการวางโครงสร้างปีก

#### 4.1.8 รูปทรงของปีก

ความยาวปีกของอากาศยานถูกกำหนดด้วยขนาดของบริเวณที่ทำภารกิจ จากการสืบค้นข้อมูลขนาดของทางขนาดเล็ก อาทิ ทางในตรอก/ซอยที่สามารถให้รถยนต์ทั่วไปสัญจรและสวนกันได้ พบว่าความกว้างถนนเท่ากับ 4-6 เมตร ด้วยเหตุนี้ หากต้องการให้อากาศยานลงจอดได้โดยเพื่อพื้นที่รอบลำให้เพียงพอโดยไม่ชนเสียหายเท่ากับ 1 เมตร อากาศยานจะต้องมีขนาดไม่เกิน 3 เมตร ดังนั้น อากาศยาน SUTech VTOL ความยาวปีกจะถูกกำหนดไม่เกิน 2.5 เมตร

ความยาวปีกของ SUTech VTOL ใกล้เคียงกับอากาศยานแบบปีกบินลำอื่นๆ ในตารางที่ 4.5 อย่างไรก็ตามหากพิจารณาให้น้ำหนักของระบบขึ้นลงทางดิ่งและสัมภาระรวมกันเป็นน้ำหนักสัมภาระรวมเพื่อเปรียบเทียบในรูปแบบอากาศยานปีกตรึงพบว่า อากาศยาน SUTech VTOL มีน้ำหนักสัมภาระสูงกว่าลำอื่นๆ เนื่องจากลำอื่นถูกใช้ในภารกิจที่ไม่ใช่การขนส่งและไม่มีระบบขึ้นลงทางดิ่ง อีกทั้งเวลาทำการบินที่นานทำให้ขนาดแบตเตอรี่ใหญ่ขึ้นและหนักขึ้นตามไปด้วย อาทิ ITU Tailless มีน้ำหนักแบตเตอรี่ถึง 3.3 กิโลกรัม จึงบินได้นาน

เนื่องด้วยอากาศยานถูกกำหนดด้วยหลายพารามิเตอร์ดังตารางที่ 4.11 ด้วยเหตุนี้ จึงสามารถคำนวณ Aspect ratio และ Taper ratio ได้เท่ากับ 6 และ 0.5 ตามลำดับ จากนั้นจึงทำการปรับมุมหลังปีกเพื่อให้ได้ตามข้อกำหนดที่ต้องการ โดยจะปรับมุม 20 25 และ 30 องศา



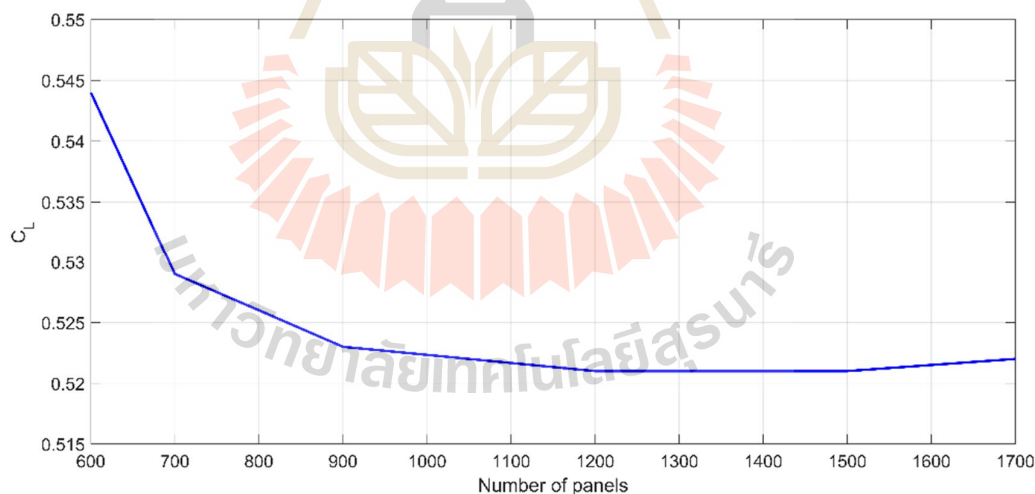
รูปที่ 4.22 ถนนในตรอก/ซอยที่ถนนสามารถวิ่งสวนกันได้

ตารางที่ 4.11 พารามิเตอร์ที่สำคัญของปีก

พารามิเตอร์	ค่า	หน่วย
Wingspan, $b$	2.2	เมตร
Wing area, $S$	0.8	ตารางเมตร
Aspect ratio, $AR$	6	-
Taper ratio, $\lambda$	0.5	-
Sweep angle	20 25 30	องศา

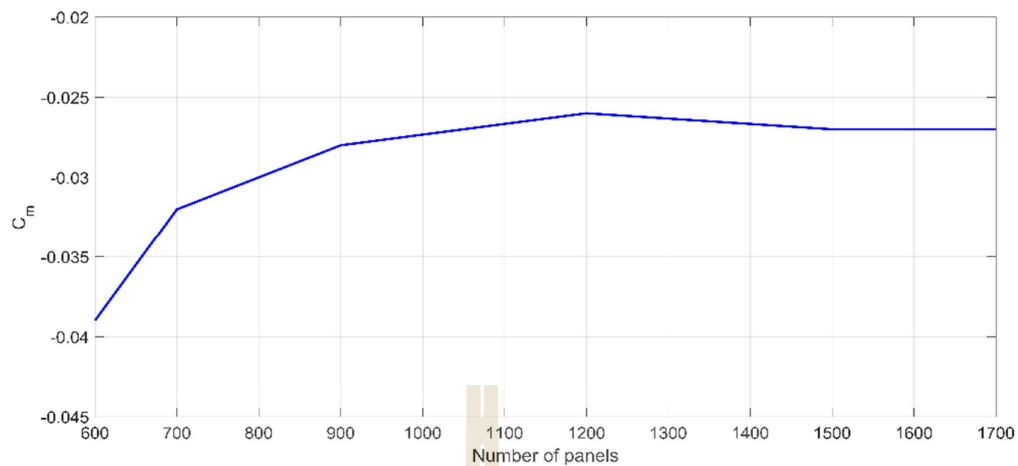
### ก. การปรับจำนวนของ Panel เมื่อใช้วิธีคำนวณด้วย Vortex Lattice Method

เนื่องจากวิธีการคำนวณเชิงตัวเลข จำนวนของ Panel มีผลต่อความถูกต้องของคำนวณ ดังนั้นก่อนที่จะเริ่มวิเคราะห์ต่อไป จำเป็นต้องหาจำนวนของ Panel ที่ไม่ทำให้คำตอบเปลี่ยนแปลงอย่างมีนัยยะสำคัญ โดยจะพิจารณาค่าของสัมประสิทธิ์แรงยกและโมเมนต์ ดังรูปที่ 4.23 และ 4.24 พบว่าเมื่อจำนวน Panel มากกว่า 1300 แล้ว คำตอบมีการเปลี่ยนแปลงน้อยและเริ่มลู่อเข้าค่าคงที่ ดังนั้น ในการวิเคราะห์ต่อไปจะใช้จำนวน Panel ต่ำสุดคือ 1300

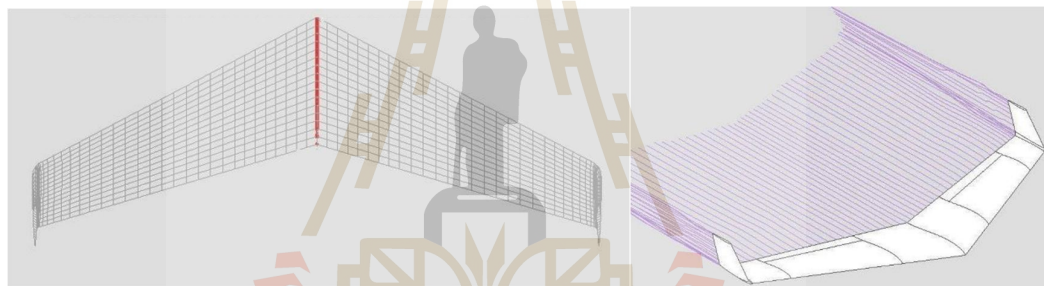


รูปที่ 4.23 การลู่อเข้าของสัมประสิทธิ์แรงยกเมื่อเพิ่มจำนวน Panel





รูปที่ 4.24 การลู่เข้าของสัมประสิทธิ์แรงยกเมื่อเพิ่มจำนวน Panel



รูปที่ 4.25 ตัวอย่าง Panel และวิเคราะห์ด้วย Vortex Lattice Method โปรแกรม XFLR5

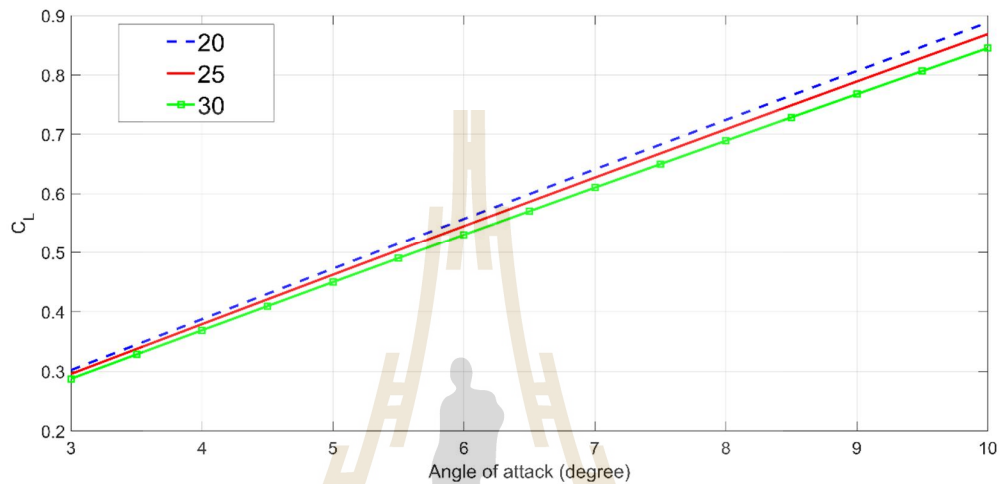
ในการเปรียบเทียบจะทำการกำหนด Stability coefficient ไว้คงที่เท่ากับ 7.5% ซึ่งเป็นค่าที่คาดว่าจะใช้บินจริง การเปรียบเทียบผลจึงมุมทั้ง 3 จะทำดังต่อไปนี้

- เปรียบเทียบแบบไม่ปรับทริม: แรงยก แรงต้าน กำลังขับ
- เปรียบเทียบเมื่อปรับทริมที่ความเร็ว 20 เมตรต่อวินาที: มุมที่ทริม แรงยก แรงต้าน กำลังขับ
- ผลของมุมลู่หลังต่อ Directional stability
- ความเหมาะสมเมื่อติดตั้งกับระบบขึ้นลงทางดิ่ง

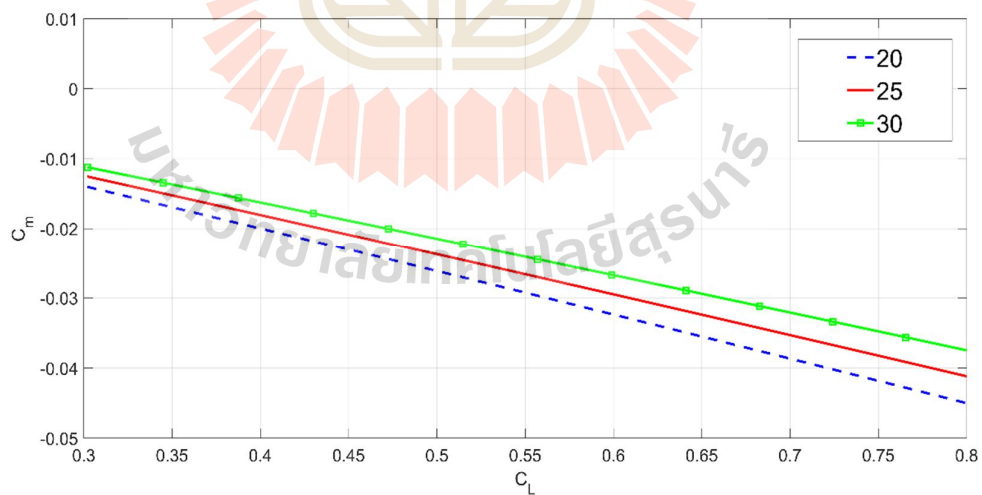
#### ข. การเปรียบเทียบแบบไม่ปรับทริม

สัมประสิทธิ์แรงยกของมุมลู่หลังต่างกันพบว่าที่มุมปะทะเท่ากัน มุมลู่หลังที่น้อยกว่ามีสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงกว่า อย่างไรก็ตามต้องพิจารณาสัมประสิทธิ์โมเมนต์ควบคู่กันไปด้วย

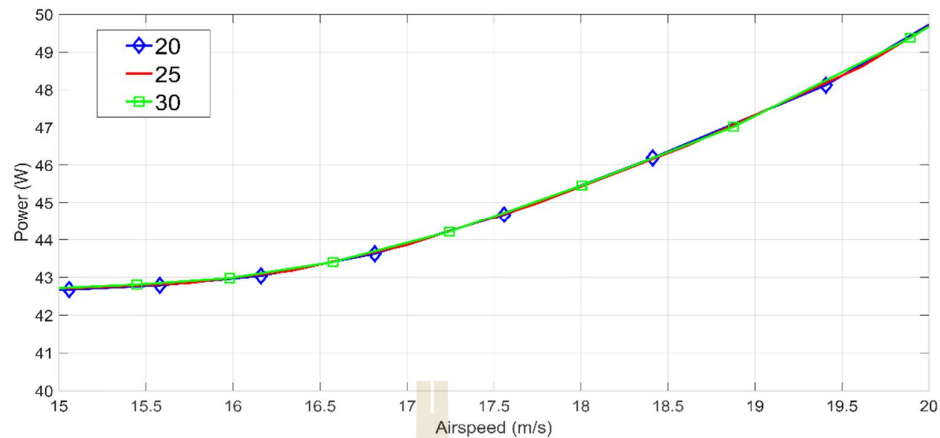
ดังรูปที่ 4.22 พบว่า มุมลู่วิ่งที่น้อยกว่ามีสัมประสิทธิ์โมเมนต์เป็นลบมากกว่า ซึ่งหมายถึง จำเป็นต้องปรับทริมมากกว่าเมื่อเปรียบเทียบที่ความเร็วเท่ากัน สุดท้ายคือกำลังที่อากาศยานต้องการ ในการขับเคลื่อนที่ความเร็วต่างๆ ดังรูปที่ 4.28 พบว่า มุมลู่วิ่งที่ต่างกันส่งผลให้กำลังที่ต้องการ ต่างกันเพียงเล็กน้อย โดยความแตกต่างสูงสุดนั้นน้อยกว่า 1%



รูปที่ 4.26 ความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกและมุมปะทะของมุมลู่วิ่ง 3 มุม



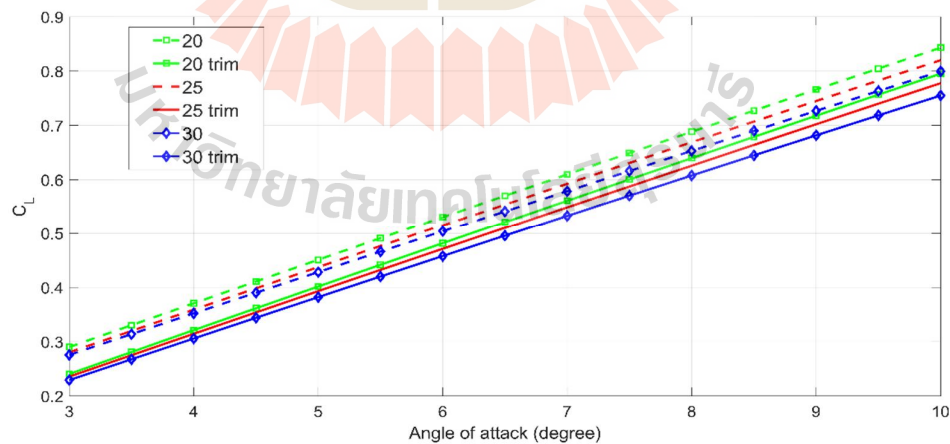
รูปที่ 4.27 ความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์โมเมนต์ Pitch และสัมประสิทธิ์แรงยกของมุมลู่วิ่ง



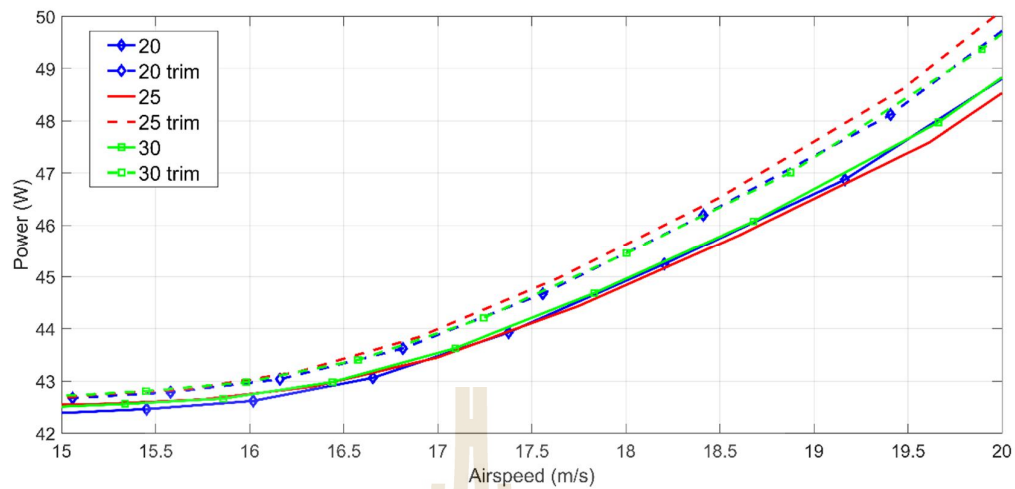
รูปที่ 4.28 ความสัมพันธ์ระหว่างกำลังขับและความเร็วของมอเตอร์

#### ค. การเปรียบเทียบเมื่อปรับที่ความเร็ว 20 เมตรต่อวินาที

การปรับสำหรับอากาศยานแบบปีกบินนั้นส่งผลต่อสัมประสิทธิ์แรงยกที่มุมปะทะหนึ่งๆด้วยเสมอเนื่องจากการปรับ Camber ของแผ่นอากาศโดยตรง ส่งผลให้มีการกระจายตัวของความดันที่ Trailing edge เปลี่ยนไป ซึ่งมีความดันเพิ่มขึ้น ส่งผลให้มีโมเมนต์เป็นบวกมากขึ้นแต่แรงยกลดลงด้วยเหตุนี้จึงทำให้แรงต้านเพิ่มขึ้นด้วย ซึ่งเพิ่มจาก Viscous drag ผลคือกำลังขับที่อากาศยานต้องนั้นเพิ่มขึ้น อย่างไรก็ตามมอเตอร์ทั้ง 3 มอเตอร์มีกำลังขับหลังการปรับที่ใกล้เคียงกันมาก ซึ่งแตกต่างกันเพียง 1% ที่ความเร็ว 20 เมตรต่อวินาที



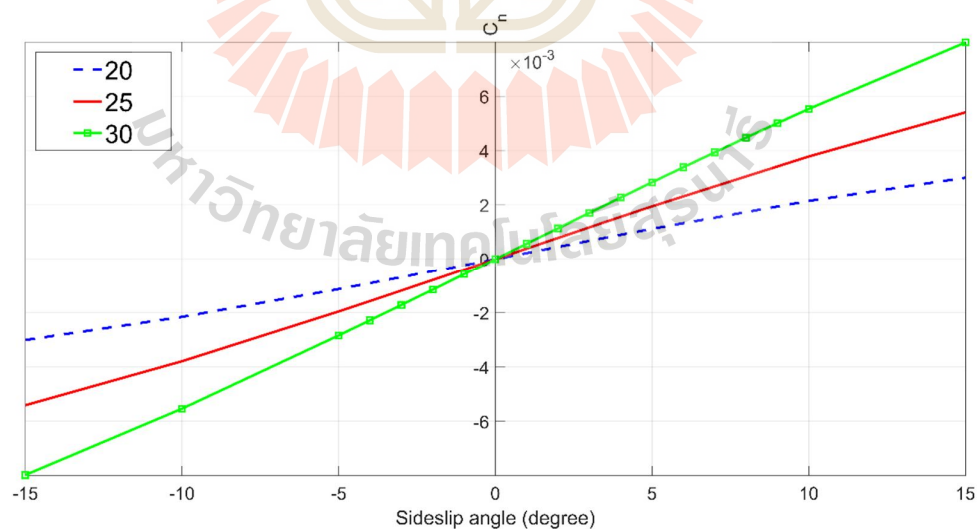
รูปที่ 4.29 ความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยกและมุมปะทะของมอเตอร์ 3 มอเตอร์ที่มีการปรับและไม่ปรับ Elevon -1.5 องศา



รูปที่ 4.30 ความสัมพันธ์ระหว่างกำลังขับและความเร็วของมุมลู่วิ่ง 3 มุม  
ที่มีการปรับทริมและไม่ปรับทริม Elevon -1.5 องศา

#### จ. ผลของมุมลู่วิ่งต่อ Directional stability

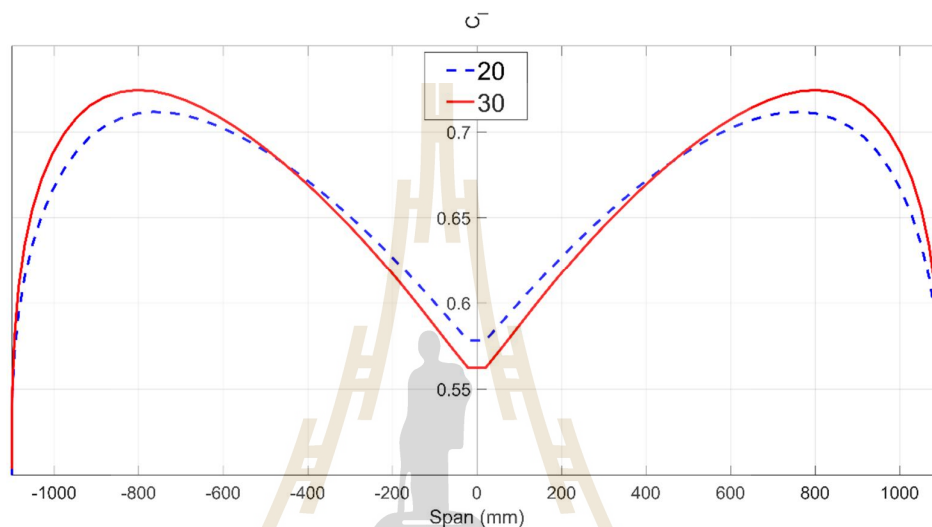
การเพิ่มมุมลู่วิ่งปีกมากขึ้นส่งผลให้ความชันของ Yawing moment ต่อมุม Sideslip เพิ่มขึ้น ซึ่งหมายถึงอากาศยานมีแนวโน้มจะกลับสู่จุดสมดุลได้ดีขึ้น โดยการเพิ่มมุมลู่วิ่ง 5 องศาจะส่งผลให้ความชันเพิ่มขึ้น 20%



รูปที่ 4.31 ความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์โมเมนต์ Yaw และความเร็วของมุมลู่วิ่ง 3 มุม

### จ. การกระจายตัวของแรงยก

เนื่องจากมุมลู่วิ่งปีกส่งผลต่อการกระจายตัวของแรงยกดังรูปที่ 4.32 พิจารณาความเร็ว Stall 14 เมตรต่อวินาทีพบว่า มุมลู่วิ่งที่มากกว่าคือ 30 องศา มีสัมประสิทธิ์แรงยกที่ปลายปีกที่สูงกว่ามุม 20 องศา การที่สัมประสิทธิ์แรงยกมีค่าสูงย่อมมีความเสี่ยงของการเกิด Stall ที่ปลายปีกได้มากกว่า ส่งผลต่อการควบคุมอากาศยาน ซึ่งเป็นอันตราย



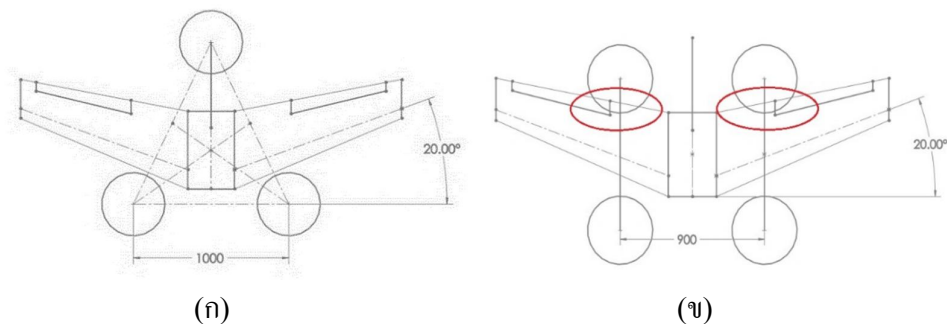
รูปที่ 4.32 การกระจายตัวของสัมประสิทธิ์แรงยกบนปีกระหว่างมุมลู่วิ่ง 20 และ 30 องศา

### ฉ. ความเหมาะสมเมื่อติดตั้งกับระบบขึ้นลงทางดิ่ง

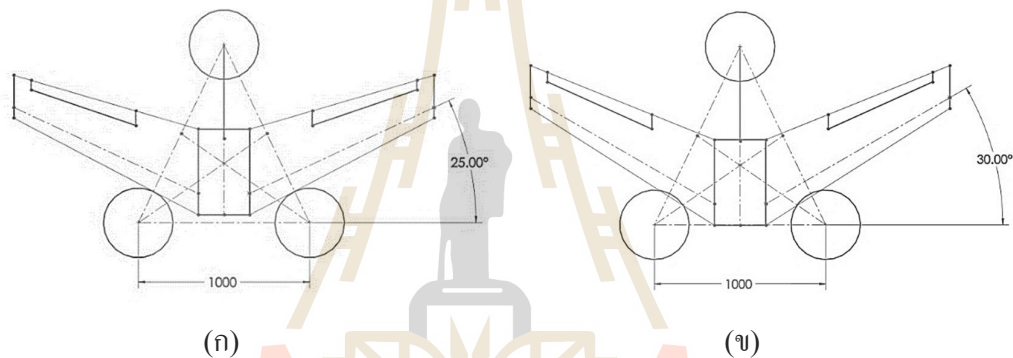
มุมลู่วิ่งทั้ง 3 แบบจะถูกจำลองลงบนระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบ Y เพื่อให้มั่นใจว่าอากาศยานสามารถติดตั้งระบบนี้ได้ โดยจะถูกกำหนดให้มีความห่างของมอเตอร์หน้าเท่ากับ 1000 มิลลิเมตรซึ่งมาจากความยาวที่มากที่สุดของแท่งคาร์บอนสำหรับยึดมอเตอร์ที่มีจำหน่าย อย่างไรก็ตาม เนื่องจากยังไม่มั่นใจว่าระบบขึ้นลงแบบ Y จะใช้งานได้ จึงต้องเผื่อพื้นที่สำหรับติดตั้งระบบขึ้นลงแบบ X ไว้ด้วย ระยะระหว่างมอเตอร์ซ้ายและขวาเท่ากับ 900 มิลลิเมตร เพื่อไม่ให้ชนใบพัด

จากรูปที่ 4.29 พบว่ามุมลู่วิ่ง 20 องศาสามารถติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบ Y ได้อย่างไรก็ตามเนื่องจากมุมลู่วิ่งที่น้อยจึงไม่สามารถติดตั้งระบบแบบ X ได้ อีกทั้งมุมลู่วิ่งน้อยทำให้ต้องทริมมากกว่า ทำให้แรงต้านมากกว่า

ในส่วนของมุมลู่วิ่งปีกเท่ากับ 25 องศา สามารถติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งได้ทั้ง 2 แบบ สำหรับมุมลู่วิ่ง 30 องศา มีใบพัดบางส่วนของมอเตอร์หน้าล้ำเข้าไปในปีก



รูปที่ 4.33 การติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบ Y (ก) และแบบ X (ข) ที่มีจุดบังใบพัดที่ใบพัดหลัง



รูปที่ 4.34 การติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบ Y ของมุลู่หลัง 25 องศา (ก) และ 30 องศา (ข)

มุลู่หลังที่มากขึ้นมีแนวโน้มต้องปรับทริมลดลง ส่งผลให้มีแรงต้านที่น้อยกว่า พิจารณาในส่วนของการติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งพบว่า มุม 20 และ 25 องศาสามารถติดตั้งระบบขึ้นลงทางหากมีการปรับจุดศูนย์ถ่วงเล็กน้อย หรือยอมให้ใบพัดกินพื้นที่ปีกไปบ้าง แต่มุลู่หลัง 30 องศาไม่สามารถทำการติดตั้งได้แม้จะถอยจุดศูนย์ถ่วงแล้วก็ตาม อีกทั้งมุลู่หลังที่มากเกินไปเสี่ยงต่อการเกิด Tip stall ที่มาก อย่างไรก็ตาม มุลู่หลัง 20 องศาที่มีแนวโน้มที่จะต้องปรับทริมมากกว่าตัวอื่นๆ อาจส่งผลให้มีแรงต้านและการแยกการไหลได้มากกว่ามุม 25 องศา นำไปสู่การเกิด Stall ได้ง่ายกว่า ดังนั้น มุลู่หลัง 25 องศาโดยวัดที่  $\frac{1}{4}$  ของเส้นคอร์ดจึงถูกเลือกใช้ ซึ่งใช้สมรรถนะอยู่ระหว่างมุม 20 และ 30 องศาอีกด้วย

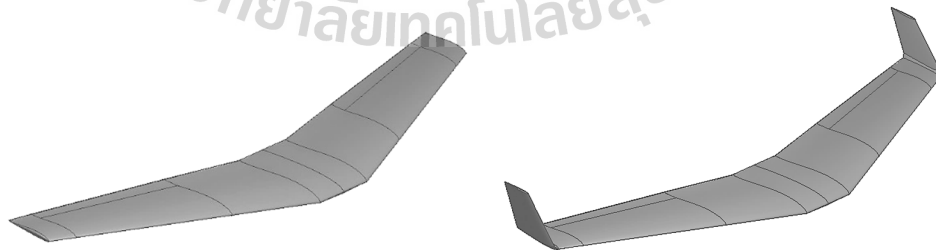
### ข. การติดตั้ง Winglet

การติดตั้ง Winglet มีประโยชน์ 2 กรณีคือ การลด wingtip vortex ช่วยให้ Induced drag ลดลง อีกทั้งยังเป็นการเพิ่ม Directional stability ให้กับอากาศยาน ขนาดของพื้นที่สามารถคำนวณได้ดังสมการที่ 3.52 สำหรับพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องกับ Winglet ดังตารางที่ 4.12

รูปที่ 4.32-4.34 แสดงการเปรียบเทียบแรงต้าน Induced ระหว่างการติดตั้งและไม่ติดตั้ง Winglet พบว่า การติดตั้ง Winglet ช่วยให้ Induced drag ลดลงและมีแนวโน้มจะลดลงมากขึ้นเรื่อยๆเมื่อสัมประสิทธิ์แรงยกมากขึ้น อย่างไรก็ตาม การติดตั้ง Winglet เป็นการเพิ่มพื้นผิวสัมผัสอากาศ ผลคือมี Viscous drag เพิ่มขึ้น หากพิจารณาที่สัมประสิทธิ์แรงยกในช่วงบินเดินทางเท่ากับ 0.35 พบว่า ผลรวมของแรงต้านทั้งสองประเภทลดลง 3.65% เมื่อเทียบกับการไม่ติดตั้ง Winglet

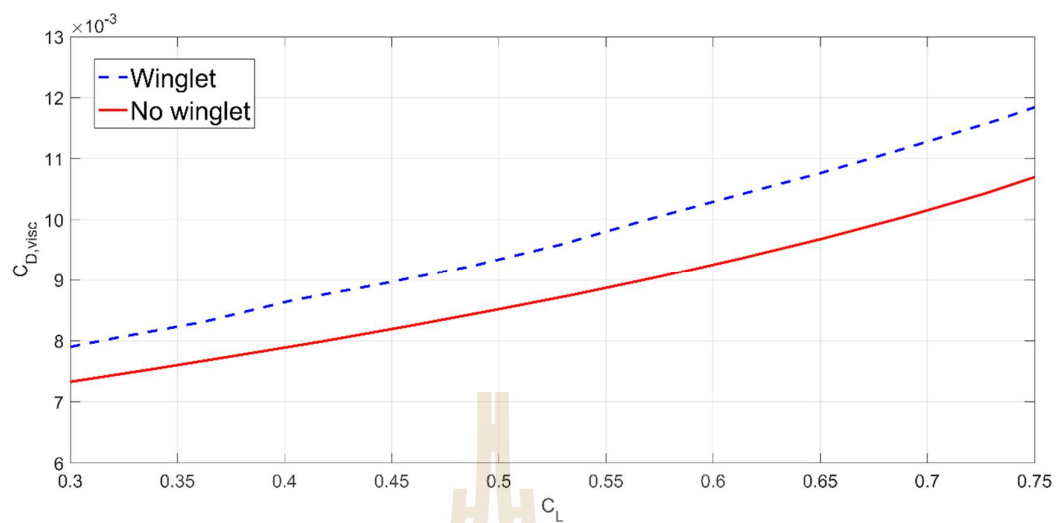
ตารางที่ 4.12 พารามิเตอร์ที่สำคัญของ Winglet

Parameter	Value
Airfoil	NACA0009
Wingspan	200 mm
$r_F$	362.5 mm
$\sigma_F$	0.03
Area per side	4 dm <sup>2</sup>
Root chord	250 mm
Sweep angle (0.25c)	35°

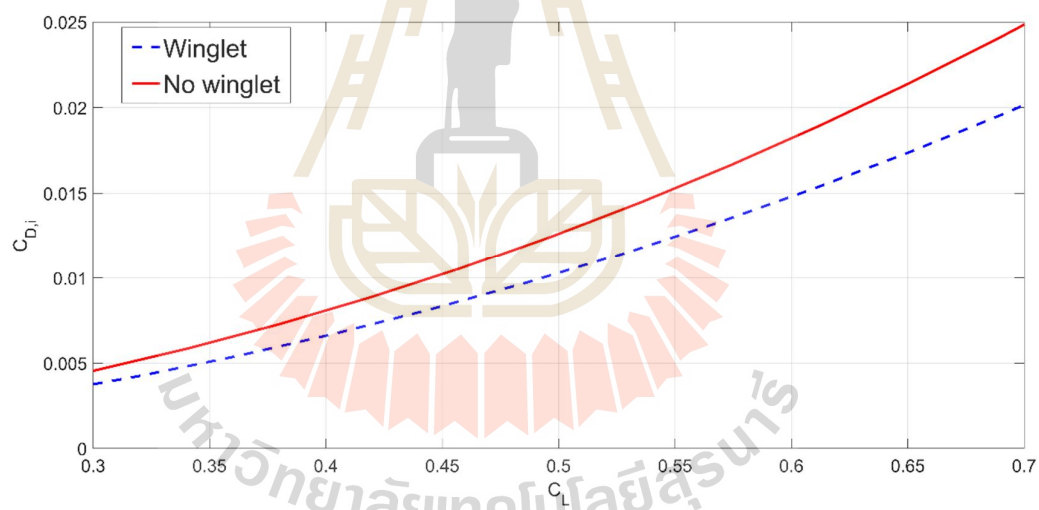


รูปที่ 4.35 ลักษณะของการไม่ติดตั้งและติดตั้ง Winglet

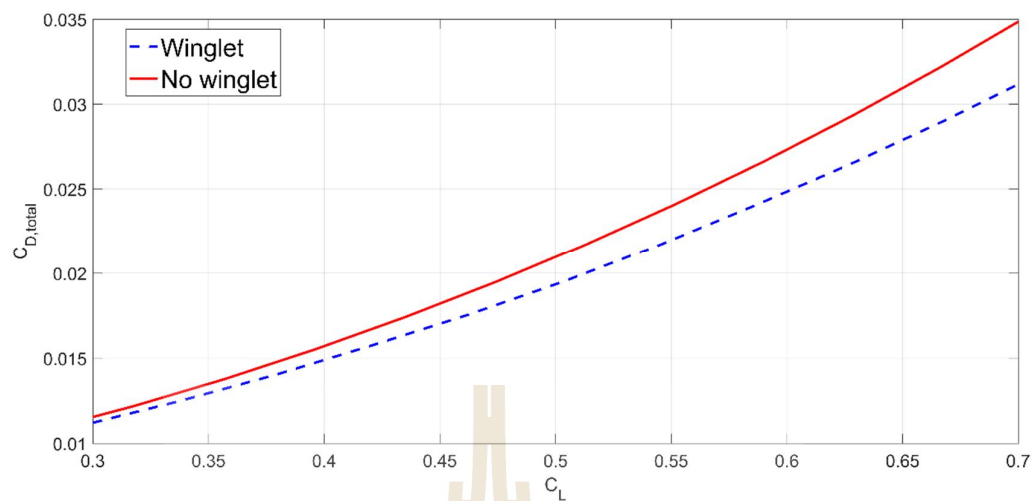




รูปที่ 4.36 การเปรียบเทียบแรงต้านเนื่องจากความหนืดของการติดตั้งและไม่ติดตั้ง Winglet

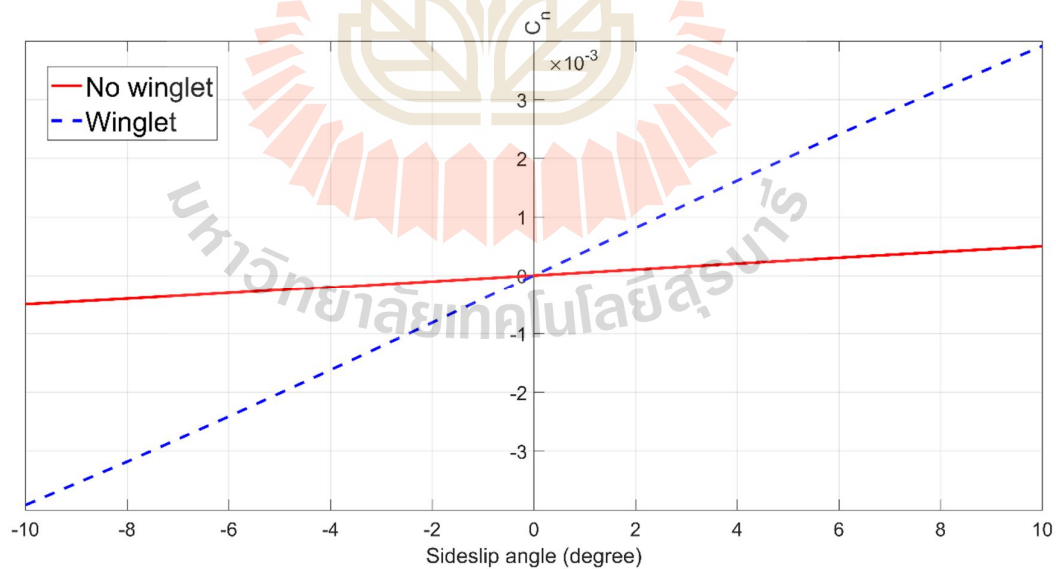


รูปที่ 4.37 การเปรียบเทียบแรงต้านเนื่องจากแรงยกของการติดตั้งและไม่ติดตั้ง Winglet



รูปที่ 4.38 การเปรียบเทียบแรงต้านรวมของการติดตั้งและไม่ติดตั้ง Winglet

ในส่วนของผลกระทบต่อ Directional stability พบว่าการติดตั้ง Winglet ช่วยเพิ่มความชันของ Yawing moment ต่อมุม Sideslip เท่ากับ 700% เมื่อพิจารณาที่ความเร็ว 20 เมตรต่อวินาที มุมปะทะ 4.5 องศา ดังรูปที่ 4.39



รูปที่ 4.39 การเปรียบเทียบ Directional stability ระหว่างการติดตั้งและไม่ติดตั้ง Winglet

### ข. ขนาดของพื้นผิวบังคับ

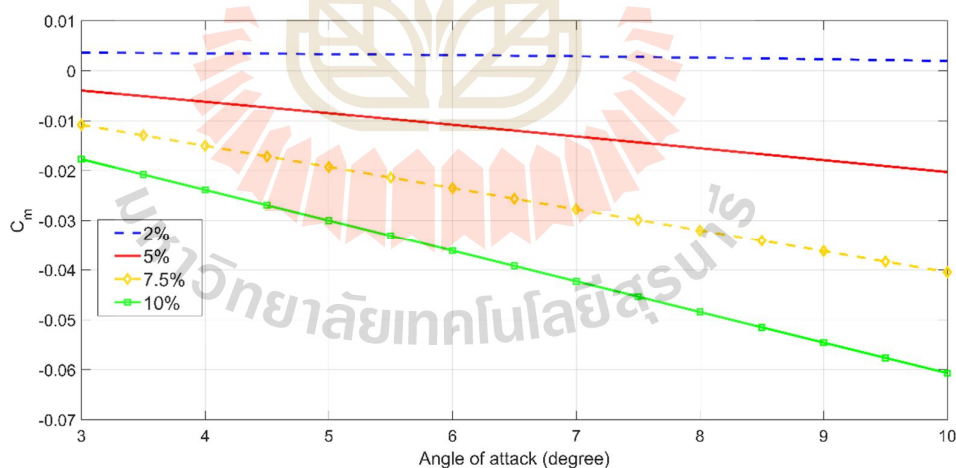
ขนาดของพื้นผิวบังคับแสดงดังตารางที่ 4.13 ซึ่งเลือกจากการสืบค้นข้อมูลพื้นผิวบังคับของอากาศยานแบบปีกบิน อาทิ ITU tailless, X8 Skywalker, Obiter UAV เป็นต้น

ตารางที่ 4.13 ขนาดพื้นผิวบังคับ

พารามิเตอร์	ค่า	ค่าที่เลือก
$\frac{S_{elev}}{S_{wing}}$	0.1-0.3	0.125
$\frac{C_{elev}}{C_{wing}}$	0.2-0.35	0.2

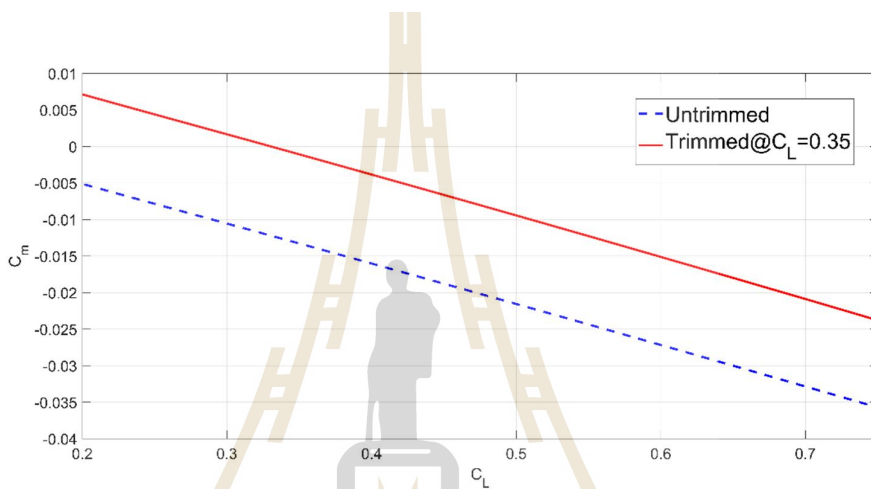
### ฅ. เสถียรภาพในแกนตามยาว

ในหัวข้อนี้จะเป็นการปรับตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงตาม Stability coefficient ดังรูปที่ 4.40 พบว่าที่  $\sigma=2\%$  ความชันของ  $C_m-C_l$  มีค่าน้อยที่สุดและความชันมากที่สุดคือจาก  $\sigma=10\%$  ในช่วงบินเดินทางสู่เป้าหมาย ต้องการสัมประสิทธิ์แรงยกเท่ากับ 0.35 อย่างไรก็ตามโมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วงยังเป็นลบ จึงจำเป็นต้องปรับทริมเพื่อให้อากาศยานบินระดับได้

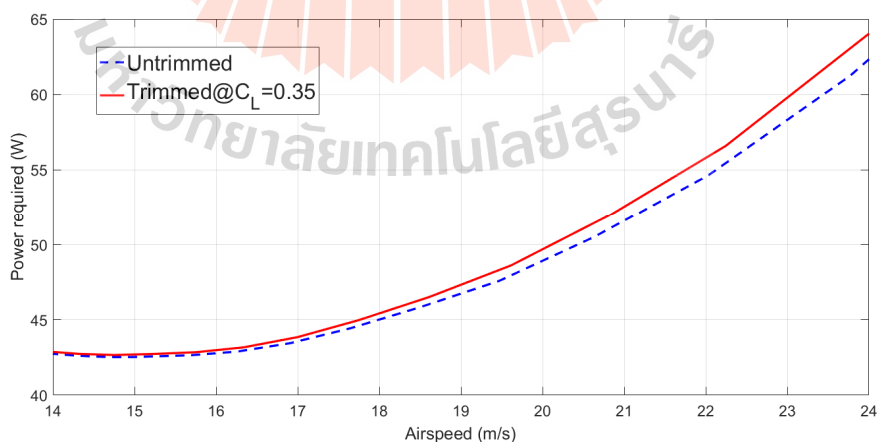


รูปที่ 4.40 การเปรียบเทียบระหว่างที่  $\sigma = 2\%$   $5\%$   $7.5\%$  และ  $10\%$  ตามลำดับ

จุดศูนย์ถ่วงอากาศยานจะปรับตั้งที่  $\sigma=7.5\%$  เนื่องจากจุด Neutral อาจมีการคลาดเคลื่อน เพื่อป้องกันการไม่ให้เกิดความไม่เสถียรขึ้น จึงตั้งค่า  $\sigma$  ไปทางสูง ความสมดุลสมผลจะถูกพิจารณาอีกครั้งในการบินทดสอบ รูปที่ 4.37 แสดงการปรับทริม Elevon เท่ากับ  $-1.5$  องศา ที่  $\sigma=7.5\%$  ผลคือ โมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วงเป็นบวกเล็กน้อย ดังนั้น ในการบินทดสอบจะทำการทริมก่อนขึ้นบินน้อย 2 องศา หากพิจารณาที่อัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านจะพบว่าการปรับทริมจะทำให้แรงต้านมากขึ้นเรียกว่า Trimmed drag ซึ่งในกรณีบินเดินทางความเร็ว 20 เมตรต่อวินาทีพบว่าต้องใช้กำลังขับเพิ่มขึ้น 8 %



รูปที่ 4.41 การเปรียบเทียบระหว่างความชันของสัมประสิทธิ์โมเมนต์ที่  $\sigma=7.5\%$  ตามลำดับ

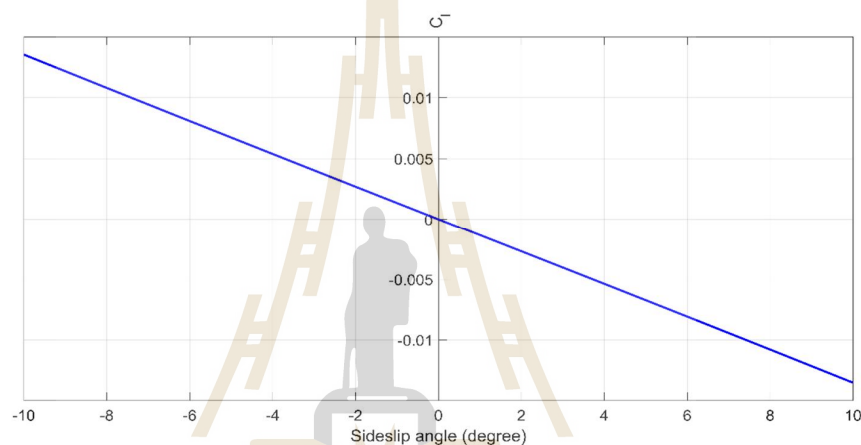


รูปที่ 4.42 กำลังขับอากาศยานระหว่างปีกที่มีและไม่มีทริม  $-1.5$  องศา เมื่อ  $\sigma=7.5\%$

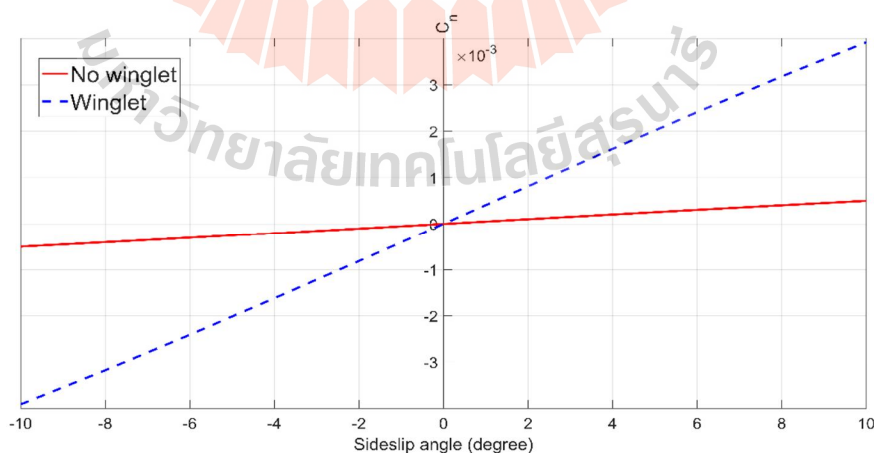
ในส่วนของ Dynamic stability จะยังไม่ทำการคำนวณเนื่องจากตัวสมการต้องใช้โมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยาน จำเป็นต้องร่อนำหนักของทุกระบบมาติดตั้งเสียก่อน

#### ญ. เสถียรภาพในแกนตามขวางและแกนตั้งฉาก

เสถียรภาพจะถูกพิจารณาผ่านตัวแปร 2 ตัวคือ อัตราการเปลี่ยนแปลง Rolling moment coefficient ต่อมุม Sideslip ( $C_{l_\beta}$ ) และอัตราการเปลี่ยนแปลง Yawing moment coefficient ต่อมุม Sideslip ( $C_{n_\beta}$ ) ดังรูปที่ 4.43 และ 4.44 ตามลำดับ



รูปที่ 4.43 อัตราการเปลี่ยนแปลง Rolling moment coefficient ต่อมุม Sideslip

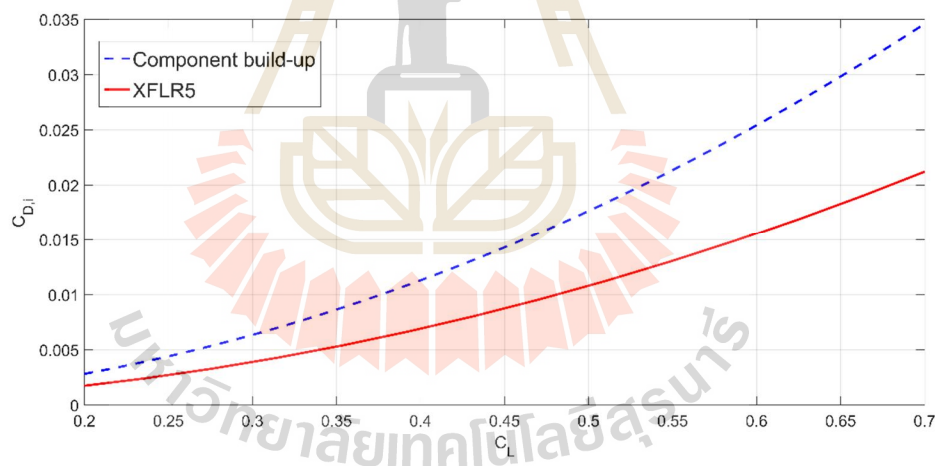


รูปที่ 4.44 อัตราการเปลี่ยนแปลง Yawing moment coefficient ต่อมุม Sideslip

#### 4.1.9 การเปรียบเทียบแรงต้านระหว่างการออกแบบเบื้องต้นและโปรแกรม XFLR5

การเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้าน Induced พบว่าที่ความเร็ว 20 เมตรต่อวินาที แรงต้าน Induced จากโปรแกรม XFLR5 มีค่าน้อยกว่าวิธีการคำนวณตาม Component build-up ที่  $e=0.74$  เท่ากับ 38.7%

การเปรียบเทียบสัมประสิทธิ์แรงต้าน Parasite ที่ความเร็ว 20 เมตรต่อวินาทีด้วยโปรแกรม XFLR5 มีค่าน้อยกว่าวิธีการคำนวณตาม Component build-up เท่ากับ 47% แสดงดังตารางที่ 4.41 เนื่องด้วยโปรแกรมไม่ได้มีความสามารถทำนาย Viscous drag ได้ เพราะทฤษฎีที่ใช้มีพื้นฐานจาก Potential flow โปรแกรมใช้วิธีประมาณ Viscous drag จากข้อมูลแผนอากาศในแต่ละ segment ซึ่งวิธีนี้ยังไม่มีผลงานวิชาการรองรับ อีกทั้งการประมาณแรงต้าน Component build-up ใช้ friction coefficient ตามสูตรการไหลแบบปั่นป่วนทั้งหมด ซึ่งในความเป็นจริงอาจมีแค่บางส่วนของปีกเท่านั้น จึงส่งผลให้มีแรงต้านสูงกว่าโปรแกรม XFLR5 ที่มีจุด Transition อยู่ประมาณ 50% ของเส้น Chord เพื่อให้มั่นใจว่าพลังงานเพียงพอต่อความต้องการที่จะบิน จึงกำหนดให้ใช้แรงต้านจากการคำนวณด้วยวิธี Component build-up เนื่องจากแรงต้านที่สูงกว่า



รูปที่ 4.45 การเปรียบเทียบแรงต้านแบบ Induced ของอากาศยานที่มีมุมกู่หลังเท่ากับ 25 องศา

ตารางที่ 4.14 สัมประสิทธิ์แรงต้านของทั้ง 2 วิธี

สัมประสิทธิ์แรงต้าน	Component build-up	XFLR5	ความแตกต่าง (%)
$C_{D,i}@ C_L=0.35$	0.00865	0.0053	38.7
$C_{D,0}@ V=20\text{m/s}$	0.015	0.008	47

#### 4.1.10 ระบบขับเคลื่อนอากาศยาน

แรงขับและกำลังของมอเตอร์ระบบปีกตรึงสามารถหาได้จากข้อกำหนดดังต่อไปนี้

- น้ำหนักอากาศยาน: 6.8 kg
- อัตราส่วนแรงขับต่อน้ำหนัก: มากกว่าหรือเท่ากับ 0.5
- สัดส่วนกำลังขับต่อน้ำหนัก: 0.10 N/W
- ประสิทธิภาพมอเตอร์ที่กำลังสูงสุด: 75 %
- แบตเตอรี่: 4 เซลลอนุกรม

จากสมการที่ 3.57 และ 3.58 แทนค่าได้ดังนี้

$$T_{FW} = 6800 \cdot 0.5 = 3400 \quad \text{g}$$

$$P_{e,FW} = \frac{6.8 \cdot 9.81}{0.1 \cdot 0.75} = 889.44 \quad \text{W}$$

ด้วยเหตุนี้จึงตั้งเกณฑ์การเลือกมอเตอร์คือ กำลังไฟฟ้าสูงสุดมากกว่า 900 W และแรงขับสูงสุดมากกว่า 3500 g จากการสืบค้นพบว่าใบพัดจะอยู่ในช่วง 13-15 นิ้ว โดยจะใช้โปรแกรม eCalc และข้อมูลจากผู้ผลิตเป็นพื้นฐานในการตัดสินใจ

มอเตอร์ของระบบขึ้นลงทางมีเกณฑ์ดังต่อไปนี้

- อัตราส่วนแรงขับต่อน้ำหนัก: มากกว่าหรือเท่ากับ 1.12
- กำลังไฟฟ้าขึ้นทางดึง: 259 W ที่ความเร็วไม่เกิน 70 %
- ประสิทธิภาพมอเตอร์: 80 %
- ประสิทธิภาพของใบพัดคู่รวมแกนหมุน: 90 %
- จำนวนใบพัด: 6 ใบพัด
- แบตเตอรี่: 4 เซลลอนุกรม

จากสมการที่ 3.57 และ 3.58 แทนค่าได้ดังนี้

$$T_{MR} = \frac{6800 \cdot 1.12}{6 \cdot 0.9} = 1410.37 \quad \text{g}$$

$$P_{eMR} = \frac{259}{0.7} = 371.43 \quad \text{W}$$



ด้วยเหตุนี้จึงตั้งเกณฑ์การเลือกมอเตอร์คือ กำลังไฟฟ้าสูงสุดมากกว่า 400 W และ แรงขับสูงสุดมากกว่า 1500 g แรงขับที่คั่นเร่ง 50-60 % ไม่ต่ำกว่า 1200 g ขั้นตอนต่อไปคือใช้ โปรแกรม eCalc และข้อมูลจากผู้ผลิตในการค้นหามอเตอร์ที่ต้องการและตัดสินใจ

#### 4.1.11 สรุปผลการออกแบบ

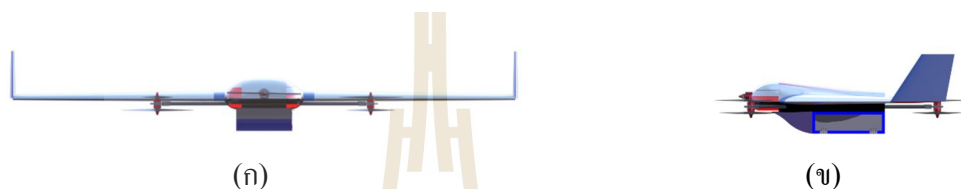
ตารางที่ 4.15 ขนาดในส่วนต่างๆของอากาศยาน

ประเภท	พารามิเตอร์	ค่า	ประเภท	พารามิเตอร์	ค่า
<b>General sizing</b>	Length	905 mm	<b>Fixed wing propulsion</b>	Propeller size	13,14
	Wingspan	2450 mm		Propeller pitch	> 6
	Height	450 mm		Maximum thrust	> 3500 g
	Fuselage width	250 mm		Motor power	> 400 W
	Fuselage length	500 mm		ESC size	> 30 A
	Airfoil	S5010	<b>VTOL propulsion</b>	Propeller size	14,15
	Aspect ratio	6		Maximum thrust	> 1500 g
<b>Wing</b>	Taper ratio	0.5		Motor power	> 400 W
	Root chord	500 mm		ESC size	> 30 A
	MAC	386 mm			
	Wing area	80 dm <sup>2</sup>			
	Wing loading	85 g/dm <sup>2</sup>			
	Sweep angle	25			
	Airfoil	NACA0009			
	Wingspan	200 mm			
<b>Winglet</b>	Aspect ratio	1			
	Taper ratio	0.6			
	Root chord	250 mm			
	Sweep angle	35			
	Motor power	> 900 W			
	ESC size	> 60 A			

## 4.2 การสร้างต้นแบบอากาศยาน

### 4.2.1 แบบอากาศยาน

ภายหลังได้รับพารามิเตอร์ของอากาศยานดังตารางที่ 4.15 ครบถ้วนแล้ว ขั้นตอนต่อมาคือการออกแบบเชิงรายละเอียดเพื่อสร้างต้นแบบอากาศยาน โดยถูกออกแบบในโปรแกรม Solidworks ปีกสามารถถอดประกอบปีกได้หากจำเป็น ระบบอิเล็กทรอนิกส์และระบบขับเคลื่อนถูกจำลองในโปรแกรมเพื่อจัดหาที่วางที่เหมาะสม

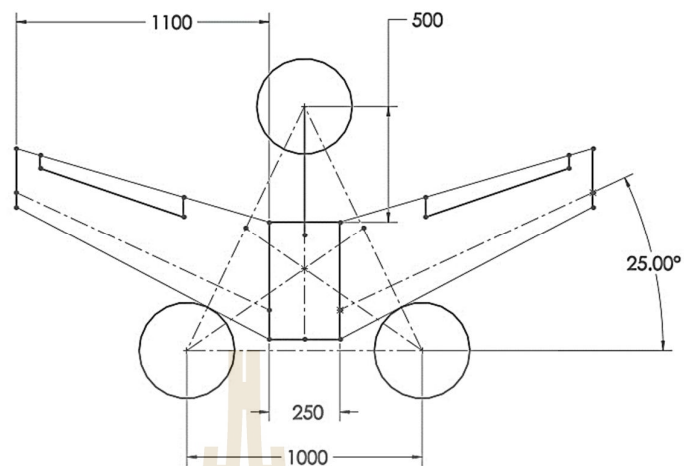


รูปที่ 4.46 อากาศยานในมุมมองจากด้านหน้า (ก) และด้านขวา (ข)

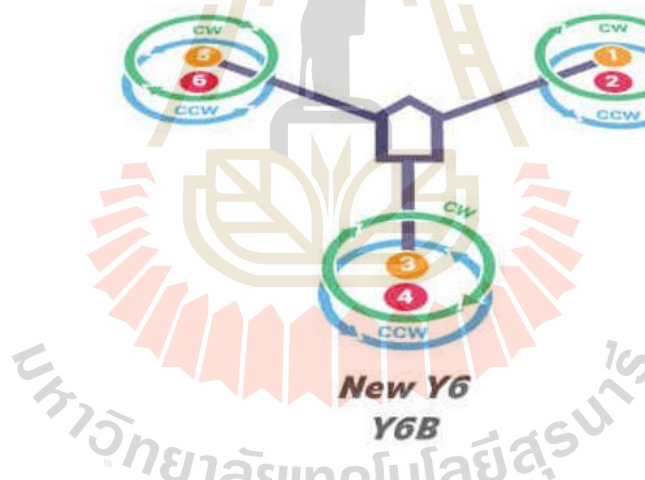


รูปที่ 4.47 อากาศยานในมุมมองจากด้านล่าง (ก) และไอโซเมตริก (ข)

สำหรับการติดตั้งมอเตอร์ของระบบขึ้นลงทางดิ่งจะติดตั้งให้จุดศูนย์กลางของระบบอยู่ที่จุดเดียวกัน ช่องว่างระหว่างปลายใบพัดกับชายหน้าปีกมีเพียงพอสำหรับใบพัดขนาด 16 นิ้ว (ปัจจุบันคือ 14 นิ้ว) ทิศทางการหมุนของใบพัดแสดงดังรูปที่ 4.48



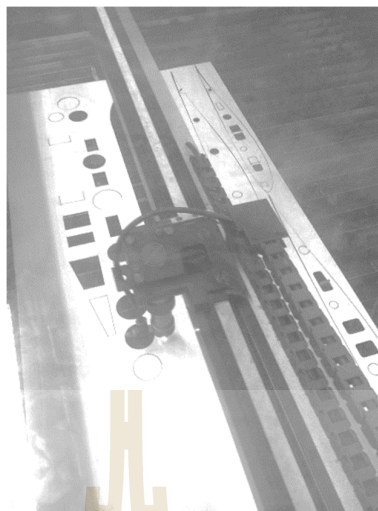
รูปที่ 4.48 ขนาดต่างๆที่สำคัญของอากาศยาน



รูปที่ 4.49 แสดงทิศทางการหมุนของใบพัดแบบ Y6B

#### 4.2.2 โครงสร้างอากาศยาน

อากาศยานต้นแบบถูกสร้างขึ้นจากโฟม ไม้อัด แผ่นคาร์บอนไฟเบอร์และแท่งคาร์บอนไฟเบอร์ โดยแผ่นอากาศต้นแบบและฐานลำตัวที่ทำสร้างไม้อัดขนาด 3 มิลลิเมตรจะถูกตัดด้วยเครื่อง CNC Laser cut



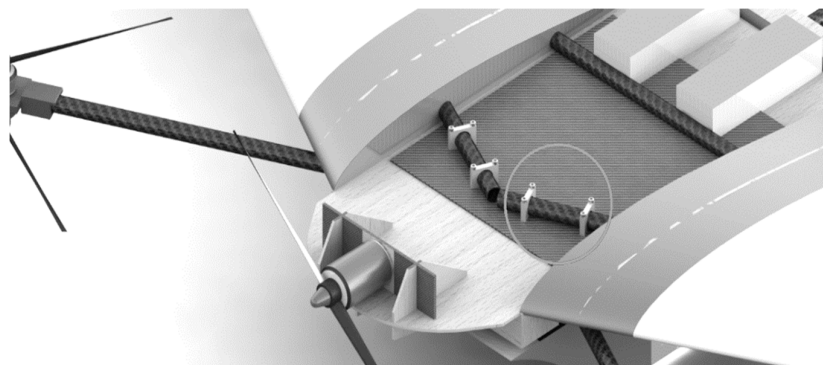
รูปที่ 4.50 การตัดไม้อัดด้วยเครื่อง CNC Laser cut

ปีกจะถูกตัดให้เป็นรูปร่างด้วยลวดร้อน เนื่องจากปีกมีความจึงแบ่งออกเป็น 3 ส่วน เพื่อให้มีความแม่นยำมากที่สุด จากนั้นจึงหุ้มผิวด้วยสติ๊กเกอร์ที่มีความเหนียวแต่อ่อนเมื่อได้รับความร้อนจึงเข้ารูปได้

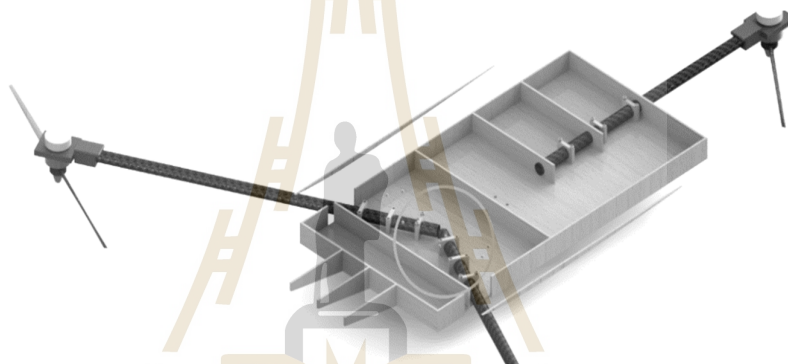


รูปที่ 4.51 ปีกที่ทำจากโฟมที่แบ่งเป็น 3 ส่วนและถูกตัดโดยลวดร้อน

ในส่วนที่รับแรงประกอบด้วย จุดเชื่อมต่อระหว่างลำตัวกับ spar จุดเชื่อมต่อระหว่างแกนมอเตอร์กับลำตัวนั้นจะถูกยึดเข้ากับแผ่นคาร์บอนไฟเบอร์หนา 2.5 มิลลิเมตรดังรูปที่ 4.52



รูปที่ 4.52 จุดเชื่อมต่อระหว่าง Wing spar และลำตัวอากาศยาน



รูปที่ 4.53 จุดเชื่อมต่อระหว่างแขนมอเตอร์ Y6 และลำตัวอากาศยาน

ในส่วนของลำตัวใช้วิธีการขึ้นรูปด้วยมือและลวดร้อน จากนั้นจึงหุ้มผิวด้วยสติ๊กเกอร์เช่นเดียวกับปีก โดยออกแบบให้ฝาครอบด้านบนเปิดได้

#### 4.2.3 ระบบขับเคลื่อน

ระบบขับเคลื่อนประกอบไปด้วยมอเตอร์ ไขพัด ESC และแบตเตอรี่ สำหรับแบตเตอรี่ที่ใช้ในการทดสอบคือ YPG-4S 5200 มิลลิแอมป์ชั่วโมง ซึ่งหาได้ง่ายในท้องตลาด จากการทดสอบพบว่าความจุที่สามารถใช้ได้จริงคือ 70 ถึง 75 เปอร์เซ็นต์หรือเพียงแค่ 3600 ถึง 3900 มิลลิแอมป์ชั่วโมงที่แรงดันไฟฟ้าแบบไม่มีโหลดในช่วง 14 ถึง 14.8 โวลต์ โดยมีแนวโน้มจะใช้ได้น้อยลงหากมอเตอร์ต้องการกำลังไฟฟ้าที่สูงกว่านี้ มอเตอร์จะแยกเป็นระบบอากาศยานปีกตรึงและขึ้นลงทางดิ่ง





รูปที่ 4.54 แบตเตอรี่หือ YPG ขนาด 5200 มิลลิแอมป์ชั่วโมง 4 เซลลอนุกรม

### ก. ระบบขับเคลื่อนของอากาศยานปีกตรึง

ภายหลังจากทราบน้ำหนักและกำลังมอเตอร์ที่ต้องการแล้ว จึงเลือกมอเตอร์และ ESC โดยใช้โปรแกรม eCalc ควบคุมกับข้อมูลจากผู้ผลิตและความเป็นไปได้ในการจัดหารวมถึงความเหมาะสมเรื่องราคาอีกด้วย โดยมีมอเตอร์ที่ต้องการอันดับที่ 1 คือ O.S. OMA-3825-750 KV อันดับที่ 2 คือ EMAX GT3526-04 870 KV อย่างไรก็ตาม OMA-3825-750 KV ไม่สามารถหาได้ในประเทศและต้องใช้เวลาในการสั่งนาน จึงเลือกมอเตอร์ GT3526-04 870 KV ที่หาได้ง่ายกว่ามาแทน ตารางที่ 4.16 แสดงการเปรียบเทียบระหว่างมอเตอร์ทั้ง 2 แบบ ใบพัดที่ใช้ขนาด 13x8

ตารางที่ 4.16 เปรียบเทียบมอเตอร์ OMA-3825-750 KV และ GT3526-870 KV กับใบพัด 13x8 นิ้ว

พารามิเตอร์	OMA-3825-750 KV	GT3526-870 KV
รูปภาพ		
ผ่านศูนย์กลางxความยาว (mm)	37.5x48.3	44x52
น้ำหนัก (g)	190	265
แบตเตอรี่ LiPo	3-4 S	3-5 S
กระแสไฟฟ้าสูงสุด (A)	60	69
กำลังไฟฟ้าสูงสุด (W)	1008	1100
แรงขับสูงสุด (g)	3800	3500

จากตารางที่ 4.16 พบว่า มอเตอร์ O.S. มีน้ำหนักที่น้อยกว่า ขนาดเล็กกว่า อีกทั้งให้แรงขับมากกว่า เมื่อใช้ใบพัด 13x8 นิ้ว เท่ากัน ตัวควบคุมความเร็วรอบที่เลือกใช้คือ Hobbywing Flyfun ขนาด 100 แอมป์ สามารถใช้ร่วมกับแบตเตอรี่ชนิดลิเทียม-พอลิเมอร์ 3 ถึง 6 เซลล่อนุกรม



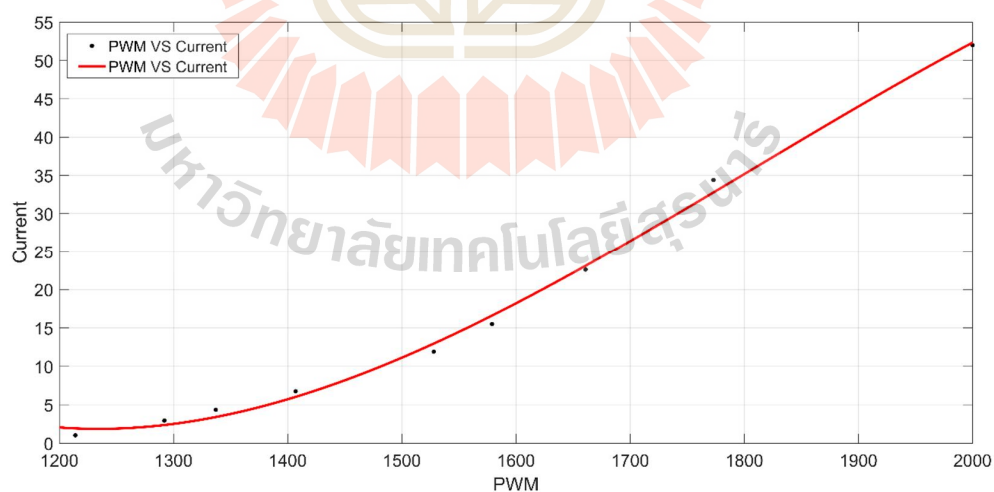
(ก)



(ข)

รูปที่ 4.55 ESC ยี่ห้อ Hobbywing ขนาด 100 แอมป์ และใบพัด APC 13x8 นิ้ว

ผลการทดสอบการใช้กระแสเมื่อเปลี่ยนแปลงคันเร่งจาก PWM 1200 ถึง 2000 จำนวน 3 ครั้งโดยกระแสที่วัดได้จะเป็นค่าเฉลี่ย ใช้แบตเตอรี่ 3 ก้อนเป็นแหล่งพลังงาน แสดงได้ดังรูปที่ 3.56 พบว่า การกินกระแสเฉลี่ยสูงสุดอยู่ที่ 52 แอมป์ ซึ่งน้อยกว่าที่ระบุไว้ในข้อมูลผู้ผลิตและน้อยกว่าจากที่โปรแกรม eCalc คำนวณ



รูปที่ 4.56 การทดสอบการกินกระแสของมอเตอร์ EMAX GT3526-870 KV และใบพัด 14x7



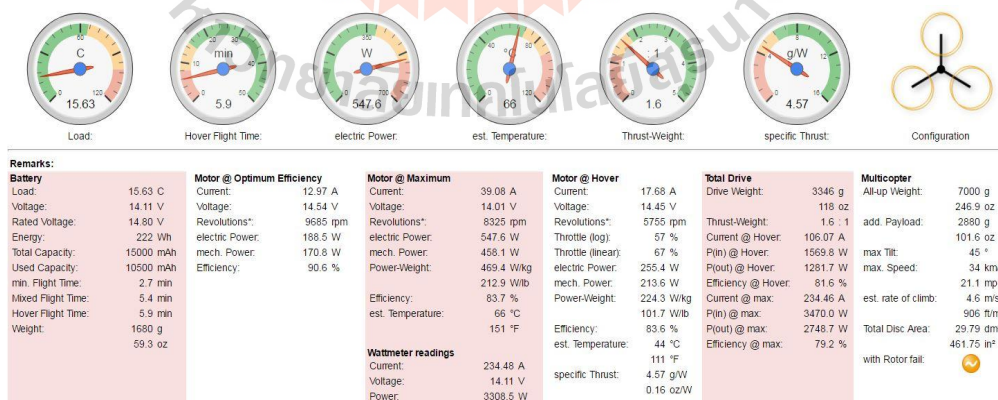
### ข. ระบบขับเคลื่อนของอากาศยานหลายใบพัด

เมื่อทราบน้ำหนักและกำลังไฟฟ้าของมอเตอร์ที่ต้องการแล้ว จึงเลือกมอเตอร์ และ ESC โดยระบบขึ้นลงทางดิ่งจะใช้มอเตอร์ทั้งหมด 6 ตัว ซึ่งเป็นมอเตอร์สำหรับแบตเตอรี่ 4 เซลลูนุกรม มอเตอร์ที่ต้องการคือ Tiger-motor MN3510-700 KV เนื่องจากมีน้ำหนักที่เบาที่สุดในขนาดมอเตอร์นี้ ใช้ร่วมกับใบพัดขนาด 14x5.5 นิ้ว ยี่ห้อ Gemfan และ ESC ที่เลือกใช้คือ Hobbywing X-Rotor ขนาด 40 แอมป์ ซึ่งเป็นรุ่นที่ใช้กับมอเตอร์โดยเฉพาะ

จากโปรแกรม eCalc พบว่า ในการลอยตัวในอากาศต้องใช้คันเร่งประมาณ 60 เปอร์เซ็นต์ กินกระแส 17.68 แอมป์ต่อ 1 มอเตอร์และเท่ากับ 106.07 แอมป์ เมื่อรวมทั้ง 6 ตัว อย่างไรก็ตาม จากประสบการณ์ของผู้วิจัยในการใช้โปรแกรม eCalc และข้อมูลจากผู้ผลิตพบว่า ผลการประเมินการกินกระแสไฟฟ้าจากโปรแกรมนั้นสูงเกินไป เนื่องจากมอเตอร์ 1 ตัวสร้างแรงขับประมาณ 1200 กรัม ข้อมูลจากผู้ผลิตระบุว่า การกินกระแสอยู่ในช่วง 9 ถึง 12 แอมป์เท่านั้น หรือเพียง 72 แอมป์เมื่อรวมทั้ง 6 ตัว





รูปที่ 4.57 ESC Hobbywing X-rotor (ก) และใบพัด Gemfan 14x5.5 (ข)



รูปที่ 4.58 ผลจากโปรแกรม eCalc สำหรับมอเตอร์ T-motor MN3510-700 KV

อย่างไรก็ตาม เนื่องด้วยมอเตอร์ Tiger-motor MN3510-700 KV นั้นมีราคาที่สูงคือ 3500 บาทต่อ 1 ตัว อีกทั้งผู้วิจัยยังไม่แน่ใจว่าจะเปลี่ยนรูปแบบการวางมอเตอร์หรือจำนวนมอเตอร์อีกหรือไม่ เนื่องจากยังไม่ได้ทดสอบบินจริง จึงไม่มีข้อมูลมากพอที่จะตัดสินใจ จึงเลือกมอเตอร์ที่มีลักษณะใกล้เคียงกันคือ Redcon 4010-670 KV ที่มีราคาเพียง 1000 บาท อย่างไรก็ตามมอเตอร์ดังกล่าวมีน้ำหนักที่มากกว่า รวมถึงได้แรงขับที่น้อยกว่า (KV น้อยกว่า) เมื่อพิจารณาที่ขนาดใบพัดและเปอร์เซ็นต์คันเร่งเท่ากัน ซึ่งอาจส่งผลกระทบต่อสมรรถนะและการควบคุมอากาศยาน การเปรียบเทียบมอเตอร์ทั้ง 2 แบบกับค่าที่ออกแบบไว้แสดงดังตารางที่ 4.17

ตารางที่ 4.17 การเปรียบเทียบระหว่างมอเตอร์ MN3510-700 KV และ MN 4010-670 KV กับใบพัดขนาด 14x5.5 นิ้ว

พารามิเตอร์	MN3510-700 KV	MN4010-670 KV
รูปภาพ		
ผ่านศูนย์กลางxความยาว (mm)	41.8x28.5	44.5x30.5
น้ำหนักรวมสายไฟ (g)	110	150
แบตเตอรี่ LiPo	3-4 S	3-4 S
กระแสไฟฟ้าสูงสุดต่อเนื่อง (A)	25	30
กำลังไฟฟ้าสูงสุด (W)	555	600
แรงขับสูงสุด (g)	> 1800	> 1800

#### 4.2.4 การเปรียบเทียบระหว่างการออกแบบและสร้างจริง

ในหัวข้อนี้จะเป็นการเปรียบเทียบความแตกต่างระหว่างสิ่งที่ออกแบบไว้และสิ่งที่เกิดขึ้นจริง ประกอบด้วยเรื่อง น้ำหนักในแต่ละชิ้นส่วน ชิ้นส่วนที่เพิ่มขึ้นมา ดังตารางที่ 4.18 ซึ่งแสดงน้ำหนักแต่ละส่วนอย่างละเอียด พบว่าหากใช้แบตเตอรี่จำนวน 3 ก้อน จะทำให้น้ำหนักรวมสูงมาก จึงจำกัดอยู่เพียง 2 ก้อนเท่านั้น (ก้อนละ 5200 มิลลิแอมป์ชั่วโมง) ในส่วนของสมรรถนะและข้อมูลทางอากาศพลศาสตร์จะถูกเปรียบเทียบในภายหลัง เนื่องจากอาจมีการปรับปรุงเพิ่มเติม

ตารางที่ 4.18 เปรียบเทียบน้ำหนักระหว่างการออกแบบและสร้างจริงระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบ Y6

รายการน้ำหนัก	ออกแบบ (กรัม)	สร้างจริง (กรัม)	น้ำหนักแตกต่าง (กรัม)	ร้อยละแตกต่าง (%)
น้ำหนักเปล่า	3,000	3,476	476	15.87
น้ำหนักระบบขึ้นลงทางดิ่ง	780	1,488	708	90.77
น้ำหนักแบตเตอรี่ (3 ก้อน)	1,680	1,560	-120	-7.14
น้ำหนักรวม	5,460	6,524	1064	<b>19.49</b>



รูปที่ 4.59 ประกอบปีกเข้ากับลำตัวอากาศยานและหุ้มผิวด้วยสติกเกอร์



รูปที่ 4.60 อากาศยานที่ติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบ Y6

ตารางที่ 4.19 น้ำหนักในแต่ละส่วนของอากาศยานใช้ระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบ Y6

ประเภท	รายการ	น้ำหนัก (กรัม)	จำนวน	น้ำหนักรวม (กรัม)
โครงสร้าง	ปีกพร้อม Spar คาร์บอนไฟเบอร์	320	2	640
	โครงสร้างฐานที่ยึดกับ Spar ปีก	635	1	635
	โครงสร้างฐานที่ยึดกับมอเตอร์ Y6	550	1	550
	ขาตั้งจอด	75	4	300
	แท่งคาร์บอนยึดมอเตอร์ Y6 รวม	145	1	145
	อุปกรณ์ยึด-เชื่อมต่ออื่นๆ	150	1	150
	ผิวลำตัวทั้งหมด	232	1	232
	น้ำหนักโครงสร้าง			2,652
ระบบขับเคลื่อนปีกตรึง	มอเตอร์	330	1	330
	ใบพัด	35	1	35
	ESC พร้อมสายไฟ	120	1	120
	น้ำหนักระบบขับเคลื่อนปีกตรึง			485
ระบบขับเคลื่อนหลายใบพัด	มอเตอร์	150	6	900
	ใบพัด	20	6	120
	ESC พร้อมสายไฟ	58	6	348
	ฐานรองมอเตอร์	40	3	120
	น้ำหนักระบบขับเคลื่อนหลายใบพัด			1,488
ระบบขับเคลื่อนทั่วไป	ตัววัดแรงดันและกระแสไฟฟ้า	19	1	19
	เซอร์โว	25	2	50
	แบตเตอรี่	520	2	1,040
	น้ำหนักระบบขับเคลื่อนทั่วไป			1,629
ระบบบินอัตโนมัติ	บอร์ด Pixhawk	65	1	65
	GPS และ Compass	32	1	32
	เซนเซอร์วัดความเร็วอากาศ	19	1	19
	น้ำหนักระบบบินอัตโนมัติ			116
อุปกรณ์สื่อสาร	ตัวรับสัญญาณวิทยุ	14	1	14
	ตัวรับ-ส่งสัญญาณข้อมูลการบิน	50	1	50
	กล้องและชุดส่งภาพ	90	1	90
	น้ำหนักระบบอุปกรณ์สื่อสาร			154
น้ำหนักรวมของทุกระบบ (แบตเตอรี่ 3 ก้อน ไม่รวมสัมภาระ)				6,524

## บทที่ 5

### การทดสอบอากาศยาน

หลังจากที่ได้สร้างต้นแบบอากาศยานและติดตั้งระบบขับเคลื่อนเรียบร้อยแล้ว ขั้นตอนถัดมาคือการทดสอบอากาศยานในโหมดหลายใบพัด การเปลี่ยนโหมดการบินและโหมดปีกตรึง โดยการทดสอบเกิดขึ้นเพื่อประเมินสมรรถนะทางการบินและพลังงานที่ใช้ในแต่ละช่วงการบิน รวมถึงปรับปรุงอากาศยานเพิ่มเติมให้สามารถทำการกิจได้

#### 5.1 การทดสอบในโหมดอากาศยานปีกตรึงแบบไม่ติดตั้งระบบขึ้นทางดิ่ง

ในการทดสอบในโหมดนี้อากาศยานจะถูกปล่อยขึ้นด้วยมือ (Hand launch) เนื่องจากไม่ได้ติดตั้งฐานล้อ (รูปที่ 5.1) มีจุดประสงค์เพื่อทำการปรับทริมเพิ่มเติมหากจำเป็น ปรับจูนค่าเกณฑ์ของตัวควบคุมและทดสอบการควบคุมอากาศยานและหาจุดบกพร่องที่อาจเกิดขึ้น น้ำหนักขึ้นบิน 4.1 กิโลกรัม ใช้แบตเตอรี่ 5200 มิลลิแอมป์ชั่วโมง 2 ก้อน

จากการทดสอบการบินมีผลดังนี้

ที่คันเร่งในช่วง 50-60 เปอร์เซ็นต์ อากาศยานมีความเร็วในช่วง 20-22 เมตรต่อวินาที การกินกระแส 15-20 แอมป์ ซึ่งน้อยกว่าที่ประเมินไว้ เนื่องจากอากาศยานที่ทดสอบนั้นเบากว่า ที่คำนวณ เนื่องจากไม่ได้ติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่ง ส่งผลให้แรงต้านน้อยกว่า ทำให้ความเร็ว ที่เท่ากัน กินกระแสต่ำกว่า ซึ่งอาจรวมถึงความคลาดเคลื่อนจากการประมาณพารามิเตอร์ที่ใช้คำนวณโดยเฉพาะอย่างยิ่ง ประสิทธิภาพของระบบขับเคลื่อน

ภายหลังการปรับจูนเกณฑ์ของตัวควบคุมที่ความเร็ว 15 เมตรต่อวินาทีแล้วดังรูปที่ 5.2 จึงได้ทำการบินที่ความเร็ว 20 เมตรต่อวินาที พบว่าอากาศยานไม่สามารถติดตาม (track) สัญญาณควบคุมได้ (Setpoint) เนื่องจากเกณฑ์ของตัวควบคุมนั้นไม่เหมาะสมเมื่อเปลี่ยนความเร็วให้สูงขึ้น

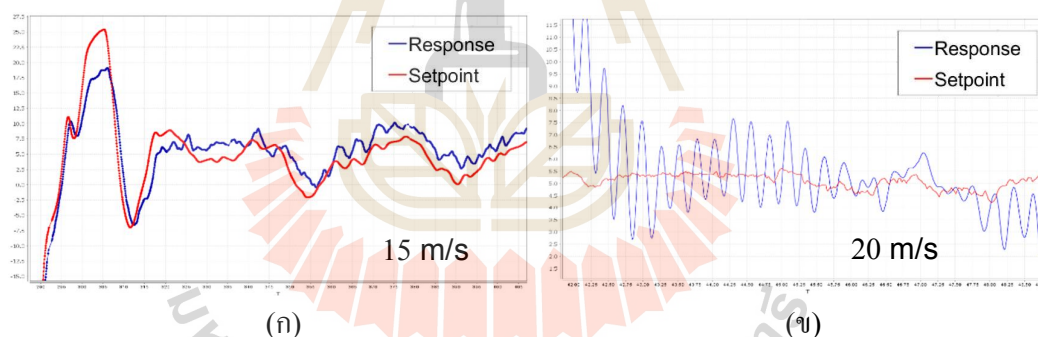
จากปัญหาดังกล่าว ผู้วิจัยจำเป็นต้องแก้ไขปัญหานี้อย่างเร่งด่วนเนื่องจากในการกิจอากาศยานจำเป็นต้องบินในช่วงความเร็วที่กว้าง จากการสืบค้นงานวิจัยเพิ่มเติมเพื่อแก้ปัญหาในส่วนนี้พบว่าวิธีที่สามารถนำมาประยุกต์ใช้คือ Gain scheduled



Gain scheduled เป็นวิธีที่นิยมนำมาประยุกต์ใช้กับระบบควบคุมแบบ PID โดยหลักการคือ หากระบบทราบว่าตัวแปรใดเป็นตัวแปรที่เปลี่ยน Dynamic properties ของระบบจะให้ค่าเกนของตัวควบคุมปรับเปลี่ยนตามตัวแปรนั้นเพื่อให้ค่าเกนเหมาะสมในทุกๆช่วงของการทำงานดังรูปที่ 5.3 ในกรณีอากาศยานทราบว่า ความเร็วอากาศส่งผลต่อ Dynamic properties ดังนั้น ผู้วิจัยจะปรับปรุงระบบควบคุมให้ค่าเกนเปลี่ยนแปลงตามความเร็ว



รูปที่ 5.1 การขึ้นด้วยวิธี Hand launch (ก) ภาพถ่ายจากบนอากาศยาน (ข)



รูปที่ 5.2 การตอบสนองของการควบคุมมุม Pitch ที่ความเร็ว 15 (ก) และ 20 (ข) เมตรต่อวินาที

### 5.1.1 การปรับปรุงระบบควบคุมท่าทางการบินของอากาศยานปีกตรึง

เนื่องจากเฟรมเวิร์ก Autopilot ที่มีอยู่ไม่สามารถปรับค่าเกนตามความเร็วได้ ผู้วิจัยจึงต้องพัฒนาขึ้น โดยวิธีการมีดังต่อไปนี้

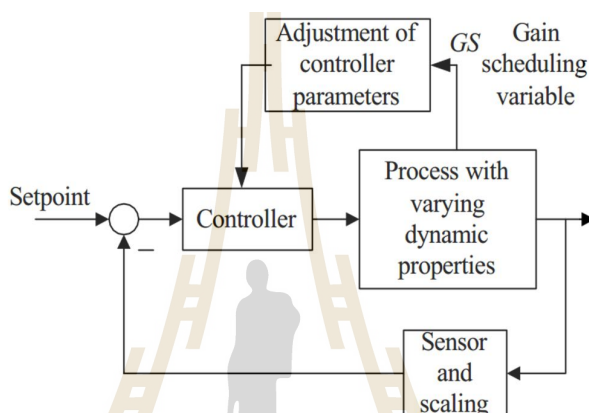
1. ทำการศึกษาระบบควบคุมที่มีและเขียนโค้ดเพิ่มเติมเข้าไปในระบบ
2. เกนที่ปรับตามความเร็วคือเกน P (Proportional gain) เนื่องจากส่งผลต่อ

Transient response ของระบบซึ่งคาดว่าจะแก้ปัญหาที่เกิดขึ้นได้ โดยจะบินทดสอบที่ความเร็ว 15

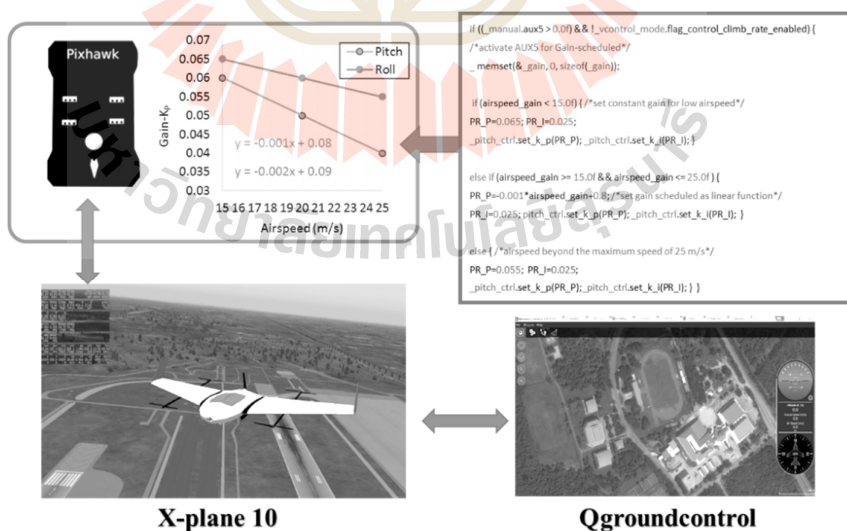
20 และ 25 เมตรต่อวินาที จากนั้นจะหาสมการความสัมพันธ์ที่เหมาะสม เพื่ออัปเดตสู่ระบบควบคุมให้อากาศยานบินได้หลากหลายความเร็วพร้อมทั้งมีการตอบสนองที่ดี

3. เพื่อให้มั่นใจว่าโค้ดที่ปรับปรุงทำงานอย่างปกติและไม่ก่อให้เกิดอันตรายต่ออากาศยาน ดังนั้นโค้ดจะถูกอัปเดตเข้าสู่ Pixhawk และเชื่อมต่อกับโปรแกรม groundcontrol และ X-plane 10 ที่อยู่ในคอมพิวเตอร์ การทดสอบนี้เรียกว่า Hardware in the Loop (HIL)

4. เมื่อมั่นใจแล้วว่าโค้ดทำงานอย่างปกติ จะทำการทดสอบจริงต่อไป



รูปที่ 5.3 วิธีการทำงานของระบบควบคุมแบบ Gain scheduled

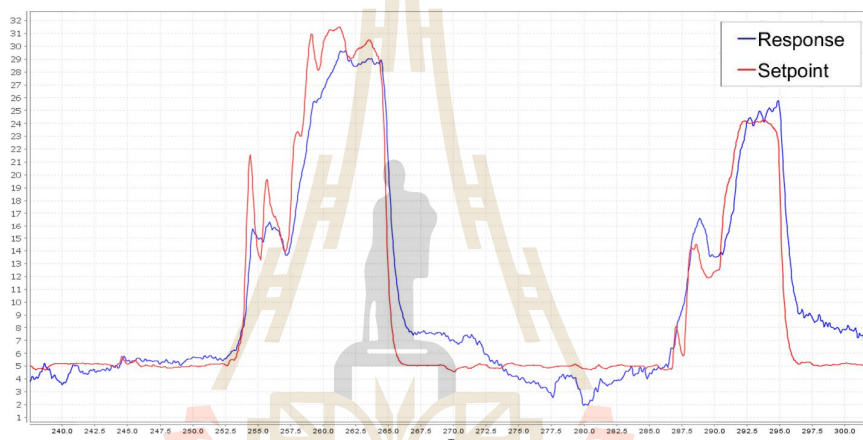


รูปที่ 5.4 การทดสอบระบบควบคุมแบบ Gain scheduled โดย Hardware in the Loop

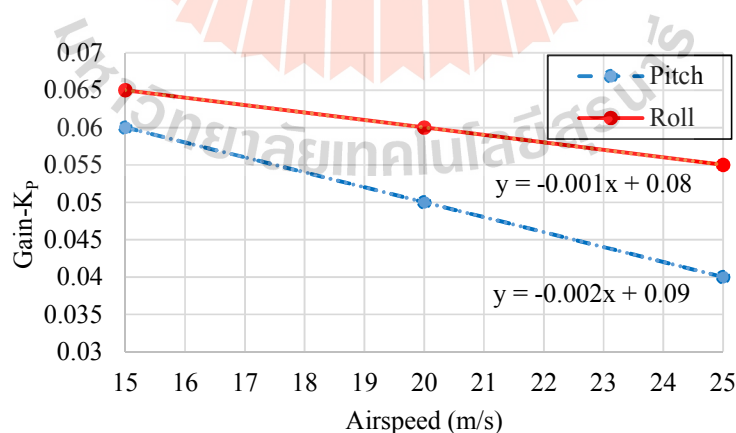


### 5.1.2 การบินทดสอบภายหลังการปรับปรุงระบบควบคุมแบบ Gain scheduled

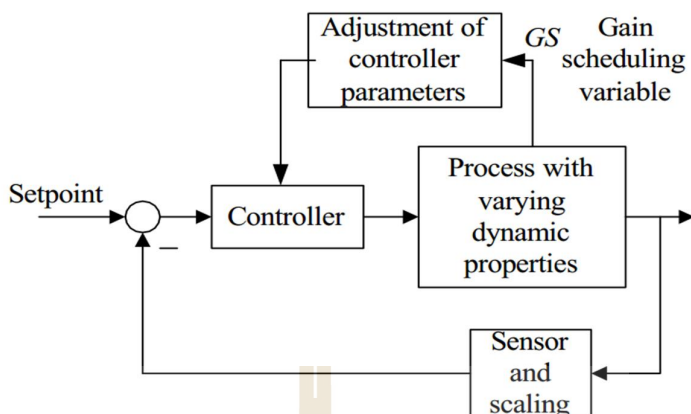
การบินทดสอบจะทดสอบเพิ่มเติมในส่วนความเร็ว 20 และ 25 เมตรต่อวินาที ซึ่งทำการปรับจูนเกนของตัวควบคุมที่ความเร็วนั้นๆ ผลการตอบสนองแสดงดังรูปที่ 5.5 เมื่อนำเกนของทั้ง 3 ความเร็วมาพลอตกราฟพบว่าความสัมพันธ์ที่เหมาะสมที่สุดคือความสัมพันธ์แบบเชิงเส้น ดังรูปที่ 5.6 สมการดังกล่าวจะถูกอัปเดตลงในระบบควบคุมแบบ Gain scheduled โดยค่าเกนจะมีการปรับเปลี่ยนตามความเร็ว จากการทดสอบพบว่า อากาศยานสามารถบินได้ดีในช่วงความเร็วที่ทดสอบคือ 15-25 เมตรต่อวินาที ซึ่งหมายความว่าระบบควบคุมแบบ Gain scheduled สามารถแก้ปัญหาได้ โดยปัจจุบันผลการตอบสนองสามารถติดต่อสัญญาณที่ต้องการได้



รูปที่ 5.5 การตอบสนองของการควบคุมมุม Pitch ที่ความเร็ว 20 (ก) และ 25 (ข) เมตรต่อวินาที



รูปที่ 5.6 ความสัมพันธ์ระหว่างเกน Proportional และความเร็วของการควบคุม pitch และ roll



รูปที่ 5.7 วิธีการทำงานของระบบควบคุมแบบ Gain scheduled

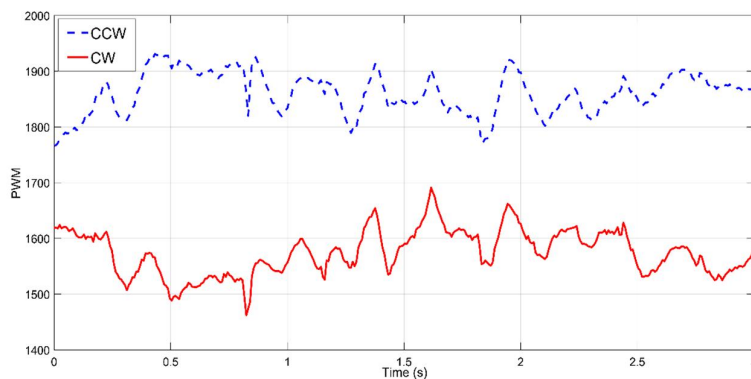
## 5.2 การทดสอบในโหมดในโหมดอากาศยานหลายใบพัด

การทดสอบมีจุดประสงค์เพื่อตรวจสอบสมรรถนะทางการบินแบบอากาศยานหลายใบพัดขึ้นลงทางดิ่งเพื่อหาจุดพวงพ้อง โดยทดสอบในสถานะที่มีสัมภาระติดอยู่บนน้ำหนักรวม 7.4 กิโลกรัม แบตเตอรี่จำนวน 2 ก้อน ก้อนละ 5200 มิลลิแอมป์ชั่วโมง มีผลมีดังนี้

มอเตอร์ระหว่างใบบนและล่างหมุนที่ความเร็วต่างกัน เนื่องจากผลรวมของแรงบิดไม่เท่ากัน ระหว่างทวนกับตามเข็มนาฬิกา ทำให้อุณหภูมิต่างกัน แก้ไขโดยตั้งมุมมอเตอร์

แรงขับไม่เพียงพอต้องใช้คันเร่งมากกว่า 65% ส่งผลให้ควบคุมได้ยากในขณะที่มีลม เนื่องจากมอเตอร์บางตัวทำงานเกือบหรือถึงกำลังสูงสุดที่สามารถทำได้ (สัญญาณ PWM เท่ากับ 2000) สาเหตุเกิดจากมอเตอร์ตัวนี้คือ Redcon 4010-670 KV มีแรงขับน้อยกว่าตัวที่ต้องการคือ T-motor MN3510-700 KV ประกอบกับน้ำหนักของอากาศยานมีมากกว่าที่ประมาณไว้ วิธีแก้ไขคือเพิ่มจำนวนมอเตอร์และเปลี่ยนรูปแบบการวางมอเตอร์ใหม่รวมถึงลดน้ำหนักในส่วนที่ไม่จำเป็น

เนื่องจากการปรับปรุงอากาศยานในครั้งนี้ส่งผลต่อรูปลักษณ์ สมรรถนะโดยรวมอย่างมาก จึงจำเป็นต้องพิจารณาการปรับปรุงและทดสอบอย่างละเอียดต่อไปดังแสดงในหัวข้อที่ 5.3 การปรับปรุงอากาศยานหลังการทดสอบ



รูปที่ 5.8 สัญญาณ PWM ระหว่างตัวที่หมุนตามเข็มนาฬิกา (แดง) และทวนเข็มนาฬิกา (น้ำเงิน)

### 5.3 การปรับปรุงอากาศยานหลังการทดสอบ

ผลจากการทดสอบในหัวข้อที่ 5.2 การทดสอบในโหมคอากาศยานหลายใบพัด ทำให้ต้องมีการปรับปรุงอากาศยานดังนี้

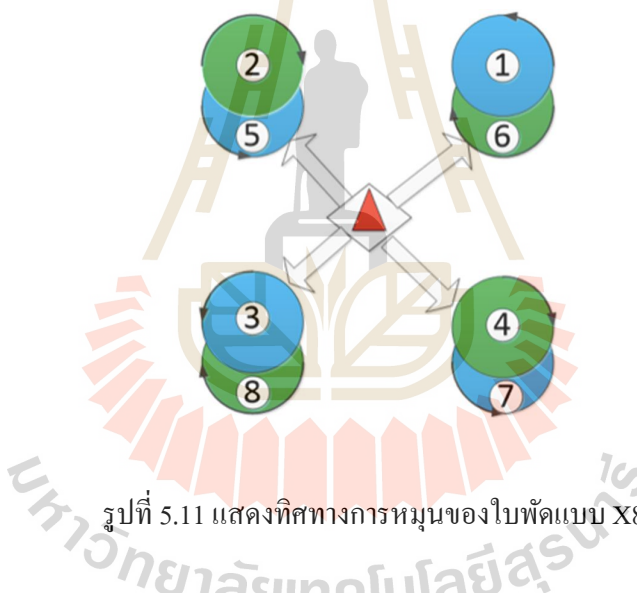
1. เปลี่ยนรูปแบบการวางมอเตอร์จาก Y6 เป็น X8 ซึ่งต้องจัดหามอเตอร์และ ESC เพิ่ม 2 ชุด
2. จากข้อ 1 จึงจำเป็นต้องตั้งค่า Mixer output ของระบบหลายใบพัดใหม่ จากเดิมคือ Y6
3. เปลี่ยนตำแหน่งมอเตอร์ของอากาศยานปีกตรึงจาก Tractor เป็น Pusher เนื่องจากไม่มีมอเตอร์ของระบบขึ้นลงทางดิ่งที่ด้านหลังแล้ว
4. เปลี่ยนจุดรับแรงของแกนมอเตอร์จากเดิมคือแผ่นไม้ได้ลำตัวมาเป็นทีปีก โดยให้น้ำหนักทั้งหมดถ่ายเทไปที่ Wing spar ผลสืบเนื่องคือน้ำหนักลดลงจากการที่ยกชุดรับแรงได้ ลำตัวออก แกนมอเตอร์มีการวางตัวขนานกับทิศการไหลของอากาศมากขึ้น น้ำหนักที่เพิ่มและลดลงในแต่ละชิ้นส่วนแสดงดังตารางที่ 5.1



รูปที่ 5.9 แสดงระยะห่างของการติดตั้งมอเตอร์ระบบหลายใบพัด



รูปที่ 5.10 ภาพอากาศยานภายหลังการปรับปรุงเป็นแบบ X8



รูปที่ 5.11 แสดงทิศทางการหมุนของใบพัดแบบ X8

### 5.3.1 น้ำหนักของอากาศยานภายหลังการปรับปรุง

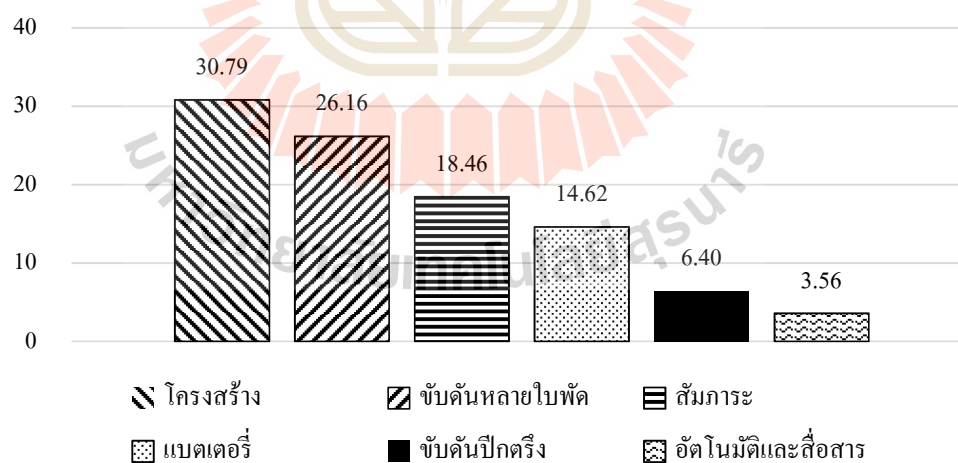
เนื่องด้วยน้ำหนักเปล่าของอากาศยานในปัจจุบันคือ 6.18 กิโลกรัม หากใส่แบตเตอรี่ 3 ก้อนตามการออกแบบจะทำให้ น้ำหนักรวมสูงถึง 6.68 กิโลกรัม ซึ่งสูงกว่าที่ออกแบบไว้ถึง 1.22 กิโลกรัม อีกทั้งมอเตอร์ให้แรงขับสูงสุดเพียง 3.5 กิโลกรัม ทำให้อัตราส่วนแรงขับต่อน้ำหนักเหลือ 0.46 จากเดิมที่ออกแบบคือ 0.51 (รวมสัมภาระ 1.4 กิโลกรัมแล้ว) ด้วยเหตุนี้ จึงวางแผนใช้งานแบตเตอรี่เพียง 2 ก้อนในการทดสอบ ซึ่งจะกล่าวถึงในหัวข้อถัดไป

ตารางที่ 5.1 การเปลี่ยนแปลงในแต่ละชั้นส่วนอากาศยาน

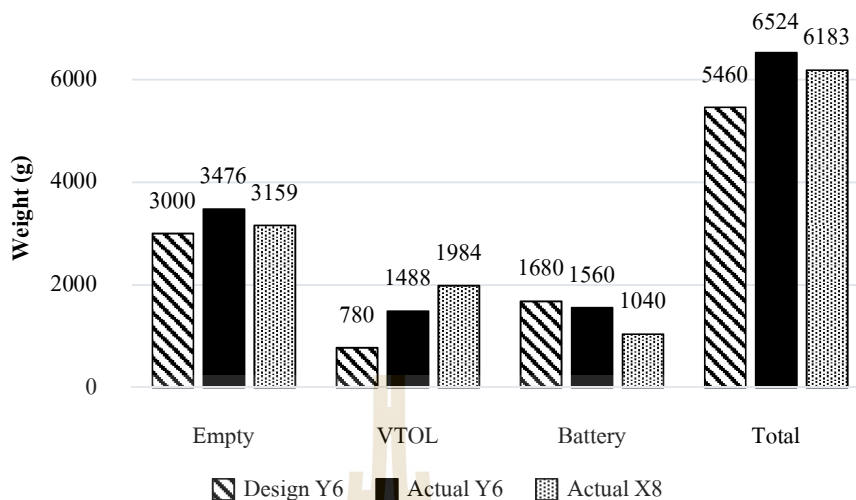
น้ำหนัก	สร้างจริง Y6 (กรัม)	สร้างจริง X8 (กรัม)	น้ำหนักแตกต่าง (กรัม)	ร้อยละแตกต่าง (%)
น้ำหนักเปล่า	3,476	3,159	-317	-9.12
ระบบขึ้นลงทางดิ่ง	1,488	1,984	496	33.33
น้ำหนักแบตเตอรี่ (2 ก้อน)	1,040	1,040	0	0.00
น้ำหนักรวม	6,004	6,183	179	<b>2.98</b>

ตารางที่ 5.2 การเปรียบเทียบน้ำหนักระหว่างการออกแบบ Y6 และสร้างจริงแบบ X8

น้ำหนัก	ออกแบบ Y6 (กรัม)	สร้างจริง X8 (กรัม)	น้ำหนักที่แตกต่าง (กรัม)	ร้อยละที่แตกต่าง (%)
น้ำหนักเปล่า	3000	3159	159	5.30
ระบบหลายใบพัด	780	1984	1204	154.36
น้ำหนักแบตเตอรี่	1680 (3 ก้อน)	1040 (2 ก้อน)	-640	-38.10
น้ำหนักรวม	5460	6183	723	<b>13.24</b>



รูปที่ 5.12 สัดส่วนร้อยละน้ำหนักในแต่ละระบบของอากาศยานแบบ X8 น้ำหนักรวม 7.6 กิโลกรัม



รูปที่ 5.13 เปรียบเทียบน้ำหนักของอากาศยานจากการออกแบบ Y6 การสร้าง Y6 และการสร้าง X8

### 5.3.2 โมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานภายหลังการปรับปรุง

โมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานภายหลังการปรับปรุงพบว่ามีค่าเพิ่มขึ้นในทุกๆ แนวแกนภายหลังทราบโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานแล้ว สามารถหาพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องกับ Dynamic stability ดังแสดงดังตารางที่ 5.4 พบว่า พารามิเตอร์ทุกตัวเป็นไปตามเกณฑ์ที่กำหนด อย่างไรก็ตาม เนื่องจากรูปร่างทางอากาศพลศาสตร์ไม่ได้มีการเปลี่ยนแปลง ดังนั้น Stability derivative จึงมีค่าเท่าเดิมซึ่งมีค่าเป็นลบ หมายถึงมีเสถียรภาพเชิงพลวัต

ตารางที่ 5.3 โมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานก่อนและหลังการปรับปรุง

โมเมนต์ความเฉื่อย	Y6 (kg.m <sup>2</sup> )	X8 (kg.m <sup>2</sup> )	ร้อยละเพิ่มขึ้น
$I_{xx}$	0.522	0.616	18.01
$I_{yy}$	0.327	0.393	20.18
$I_{zz}$	0.839	0.999	19.07

พิจารณาเสถียรภาพอากาศยานพบว่า  $C_{m_a}$  ใกล้เคียงกับอากาศยานแบบ Conventional (มีหาง) แต่มากกว่าอากาศยานแบบ Tailless (ไม่มีหาง) โดยค่านี้ขึ้นอยู่กับตำแหน่ง CG โดยปัจจุบันหลังจากการทดสอบพบว่าอยู่ที่ 320 mm หรือ stability coefficient เท่ากับ 12%



ซึ่งมากกว่าที่พิจารณาไว้เมื่อช่วงการออกแบบซึ่งเท่ากับ 7.5% ทั้งนี้ขึ้นอยู่กับนักบินด้วยว่าต้องการบินความเสถียรแบบใด ในส่วนของ  $C_{l_\beta}$  และ  $C_{n_\beta}$  มีค่ามากกว่าของ BFF และ UiTM เนื่องจากมี Winglet เปรียบเสมือนติดตั้ง Vertical stabilizer ซึ่งช่วยเพิ่ม Yawing moment แต่  $C_{n_\beta}$  ของ SUTech VTOL น้อยกว่าของ AMT-200S ซึ่งเป็นแบบ Conventional

การคำนวณนี้ได้จากโปรแกรม XFLR5 ซึ่งใช้วิธี Vortex lattice ซึ่งไม่ได้รวมผลของความหนืดเข้าไปและผลของระบบขึ้นลงทางคัง ซึ่งมีต่ออากาศพลศาสตร์ของอากาศยานนำไปสู่ความคลาดเคลื่อนของพารามิเตอร์ดังกล่าวได้ อย่างไรก็ตาม เนื่องจากไม่มีข้อมูลอื่น ๆ ที่ช่วยเพิ่มความแม่นยำ ค่าของพารามิเตอร์ดังกล่าวที่ 5.4 จึงถูกใช้เป็นค่าเบื้องต้นเพื่ออธิบายเสถียรภาพของอากาศยาน ซึ่งยืนยันจากการบินแล้วว่าอากาศยานมีเสถียรภาพจริง เนื่องจากการบินได้ปกติ

ตารางที่ 5.4 Stability derivative ของอากาศยาน

รูปแบบ	ชื่อ	Static stability (rad <sup>-1</sup> )			Dynamic stability (rad <sup>-1</sup> )			วิธี
		$C_{l_\beta}$	$C_{m_\alpha}$	$C_{n_\beta}$	$C_{l_p}$	$C_{m_q}$	$C_{n_r}$	
Tailless + Winglet	SUTech VTOL	-0.108	-0.577	0.032	-0.529	-2.352	-0.015	VLM
	X-8	-0.107	-0.252	0.024	-0.402	-1.315	-0.013	VLM
Tailless + No winglet	BFF	-0.016	-0.416	0.0185	-0.561	-1.904	-0.005	VLM
	UiTM	-0.086	-0.389	0.005	-	-	-	CFD, Wind tunnel
Conventional	AMT-200S	-0.062	-0.571	0.053	-0.534	-32.294	-0.028	Flight test

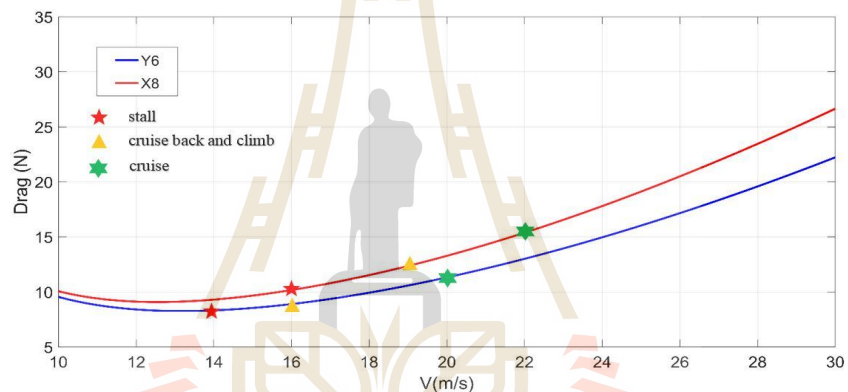
### 5.3.3 แรงต้านของอากาศยานภายหลังการปรับปรุง

แรงต้านของอากาศยานเพิ่มขึ้นในส่วนมอเตอร์ระบบขึ้นลงทางคังเนื่องจากเส้นผ่านศูนย์กลางมีขนาดใหญ่ขึ้น แรงต้านที่ใบพัดมีลดลงเนื่องจากลดขนาดมอเตอร์จากเดิม 15 นิ้ว เหลือ 14 นิ้ว ในส่วนของฐานลงจอด (Landing skid) เป็นแรงต้านที่เพิ่มขึ้นมาใหม่ซึ่งพบว่าเป็นส่วนที่ทำให้แรงต้านเพิ่มขึ้นจากเดิมถึง 15% แตกต่างจากมอเตอร์และใบพัดใหม่ที่มีผลรวมของแรงต้านเท่าเดิม แม้ว่าแรงต้านของมอเตอร์จะเพิ่มขึ้นแต่แรงต้านใบพัดลดลงในสัดส่วนที่เท่ากัน

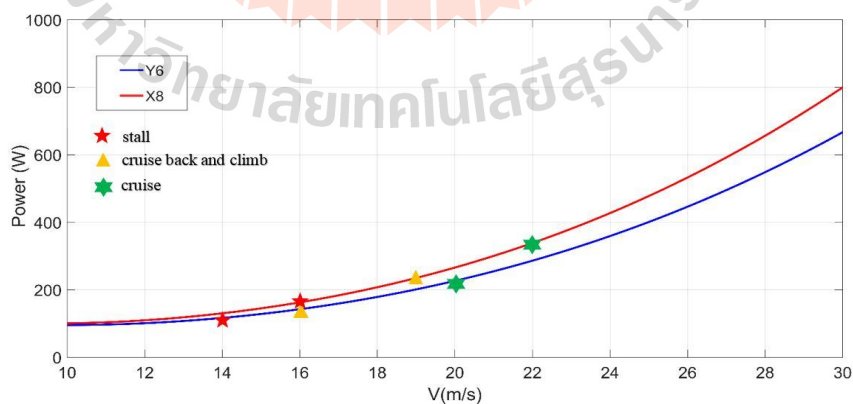


ตารางที่ 5.5 สัมประสิทธิ์แรงต้านในแต่ละชิ้นส่วนอากาศยาน

ชิ้นส่วน	เลขเรย์โนลด์	สัมประสิทธิ์แรงต้าน
Wing	$5.29 \times 10^5$	0.0135
Winglet	$2.64 \times 10^5$	0.0015
Fuselage	$8.15 \times 10^5$	0.0050
External store	$4.08 \times 10^5$	0.0064
Landing skid	$1.63 \times 10^4$	0.0076
Motor	$5.44 \times 10^4$	0.0122
Propeller	-	0.0089
รวมx1.05		0.0564



รูปที่ 5.14 แรงขับที่อากาศยานต้องการในแต่ละความเร็วก่อน (Y6) และหลังการปรับปรุง (X8)



รูปที่ 5.15 กำลังขับที่อากาศยานต้องการในแต่ละความเร็วก่อน (Y6) และหลังการปรับปรุง (X8)

### 5.3.4 สมรรถนะทางการบินของอากาศยานภายหลังการปรับปรุง

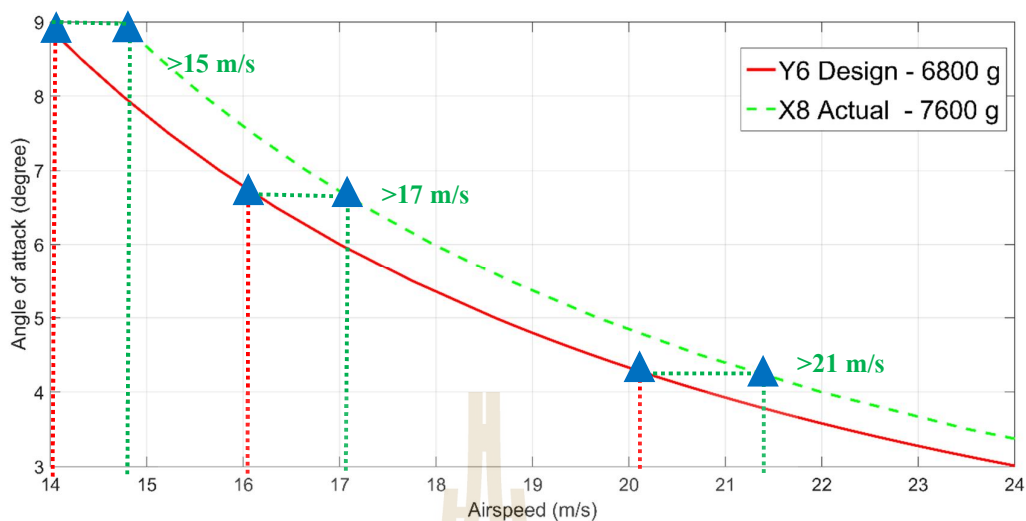
ความเร็วในการทำการบินมีการเปลี่ยนแปลงให้สอดคล้องกับสถานะปัจจุบันของอากาศยาน เนื่องจากโปรแกรม XFLR5 ไม่สามารถทำนายการเกิด Stall ได้ ดังนั้น จึงกำหนดให้มุมปะทะที่ความเร็วความเร็ว 14 เมตรต่อวินาทีเมื่ออากาศยานหนัก 6.8 กิโลกรัมเป็นจุด Stall ดังนั้น เมื่อน้ำหนักของอากาศยานสูงขึ้น(X8) ความเร็ว Stall จึงที่เพิ่มขึ้น เนื่องด้วยอากาศยานมีการติดตั้งระบบขึ้นลงทางโค้งไว้ที่ใต้ปีก ย่อมทำให้การไหลของอากาศผ่านปีกแอ่งลง ดังนั้นในระหว่างการทดสอบกำหนดใช้ความเร็ว Stall ของอากาศยานมากกว่าหรือเท่ากับ 15 เมตรต่อวินาที

เช่นเดียวกันกับการพิจารณาความเร็ว Stall ที่มุมปะทะคงที่สำหรับการบินกลับ (Cruiseback) ความเร็วจึงเพิ่มขึ้นจากเดิม 16 เมตรต่อวินาทีมาเป็นมากกว่าหรือเท่ากับ 17 เมตรต่อวินาที และ การบินเข้าสู่เป้าหมายจากเดิมความเร็ว 20 เมตรต่อวินาทีมาเป็นมากกว่าหรือเท่ากับ 21 เมตรต่อวินาที สามารถแสดงความสัมพันธ์ดังกล่าวดังรูปที่ 5.11

## 5.4 การทดสอบภายหลังการปรับปรุง

การทดสอบประกอบด้วย การทดสอบในโหมดอากาศยานหลายใบพัด การเปลี่ยนโหมดการบิน และโหมดอากาศยานปีกตรึง การทำการเปลี่ยนแปลงดังตารางที่ 5.6 เพื่อให้สอดคล้องกับพลังงานที่มีน้อยลง การกิจหลักคือการส่งสัมภาระภายในเวลาที่กำหนดจะถูกรักษาไว้ ในส่วนที่ถูกตัดออกคือเวลาบินวน 5 นาทีและจำกัดเวลาลอยตัวนี้ไม่เกิน 1 นาทีจากเดิม 2 นาที

ในการลงจอดจะเพิ่มความเร็วจากเดิม 2 และ 2.5 เมตรต่อวินาที เพื่อประหยัดพลังงาน จากการทดสอบเบื้องต้นกับระบบขับเคลื่อนแบบ Y6 แล้วพบว่าเป็นไปได้ ความเร็วเดิมทางเพิ่มขึ้นเป็น 22 เมตรต่อวินาที จากเดิมคือ 20 เมตรต่อวินาที ในช่วงบินเดินทางกลับมากกว่า 17 เมตรต่อวินาที ดังคำอธิบายในหัวข้อ 5.3.4



รูปที่ 5.16 การเปรียบเทียบระหว่างมุมปะทะและความเร็วในช่วงการ Stall, Cruiseback และ Cruise

ตารางที่ 5.6 การเปลี่ยนแปลงภารกิจ

พารามิเตอร์	ค่าเดิม	ค่าใหม่	หน่วย
ความเร็วร่ว่งหลัก	14	> 15	m/s
ความเร็วการไต่	16	> 17	m/s
ความเร็วเดินทาง	20	22	m/s
ความเร็วเดินทางกลับ	16	> 17	m/s
ความเร็วลงทางดิ่ง	2	2.5	m/s
เวลาลอยตัวนิ่ง	120	60	s
เวลาบินวน	300	0	s

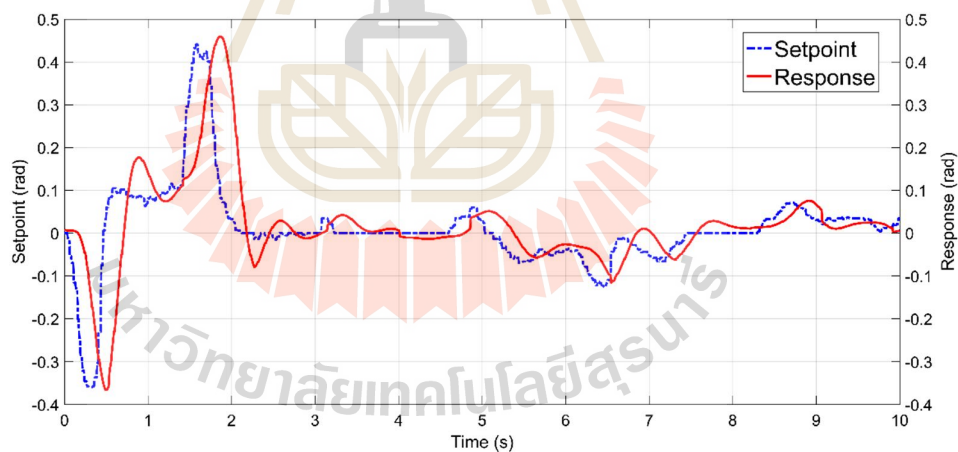
#### 5.4.1 การทดสอบในโหมดอากาศยานหลายใบพัด

การทดสอบเกิดขึ้นเพื่อหาจุดบกพร่อง ปรับปรุงเกณฑ์ควบคุมและบันทึกการใช้พลังงานในการขึ้นลงทางดิ่งและการลอยตัว โดยการลอยตัวนิ่งจะทดสอบอย่างน้อย 3 นาที เพื่อให้มั่นใจว่าระบบไฟฟ้าทำงานอย่างปกติ

การปรับจูนอากาศยานระปรับจูนทั้ง 3 แนวแกนคือ Roll Pitch และ Yaw โดยจูนให้มีการตอบสนองเร็วกว่าทั่วไป เนื่องด้วยต้องการให้อากาศยานต้านทานต่อสภาพลมได้โดยเฉพาะการ Roll เนื่องจากมีโมเมนต์ความเฉื่อยสูงและปีกรับลม ตัวอย่างการตอบสนองแสดงดังรูปที่ 5.14



รูปที่ 5.17 การทดสอบในโหมดอากาศยานหลายใบพัดด้วยระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบ X8

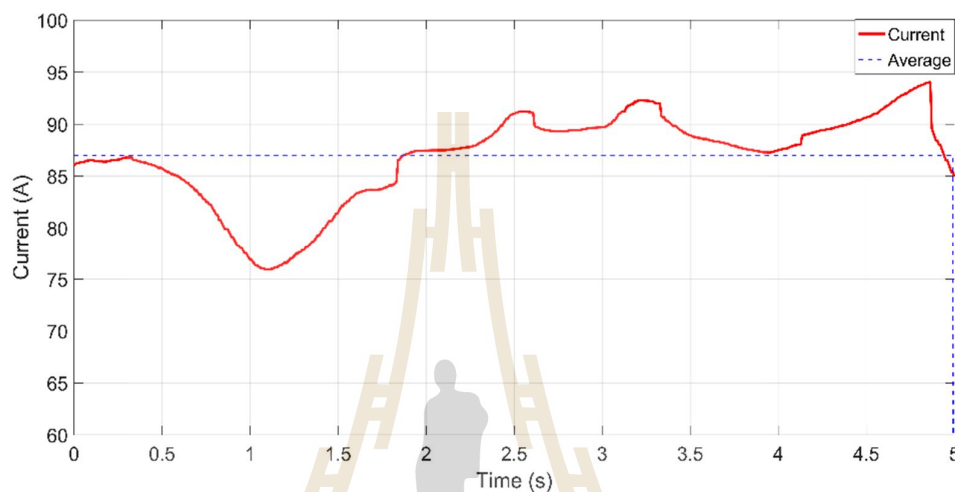


รูปที่ 5.18 การตอบสนองในการ Roll

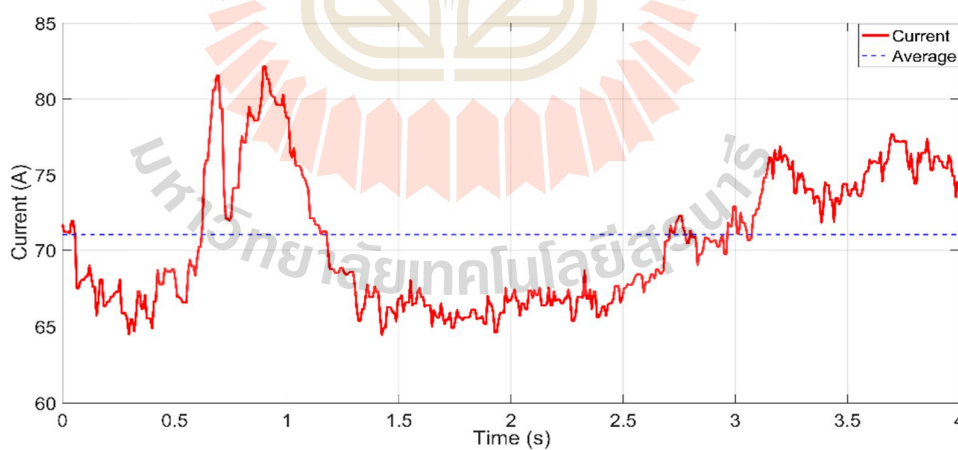
ผลการใช้พลังงานในการขึ้น ลงและลอยตัวนิ่งในอากาศแสดงได้ดังรูปที่ 5.15 ถึง 5.17

- การขึ้นทางดิ่งในการทดสอบมีความเร็วเฉลี่ยอยู่ที่ 3 เมตรต่อวินาที ที่คันเร่งคัน 65 % กินกระแสเฉลี่ย 87 แอมป์

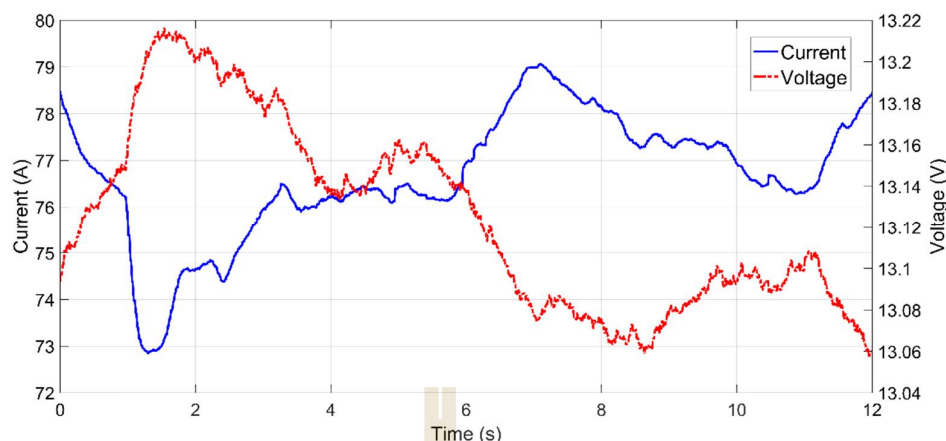
- การลงทางดิ่งมีความเร็วเฉลี่ยอยู่ที่ 2.5 เมตรต่อวินาที ที่คันเร่งคัน 45 % ใช้กระแสไฟฟ้าเฉลี่ย 71 แอมป์
- การลอยตัวนิ่งที่ความสูง 10 เมตรจากพื้นดิน กินกระแสเฉลี่ย 77 แอมป์ เมื่อเวลาเพิ่มขึ้น การกินกระแสมีแนวโน้มเพิ่มขึ้น แรงดันไฟฟ้าลดลงตามปริมาณคงเหลือของแบตเตอรี่



รูปที่ 5.19 กระแสไฟฟ้าจากการทดสอบขึ้นทางดิ่งที่ความเร็ว 3 เมตรต่อวินาที



รูปที่ 5.20 กระแสไฟฟ้าจากการทดสอบลงทางดิ่งที่ความเร็ว 2.5 เมตรต่อวินาที



รูปที่ 5.21 กระแสและแรงดันไฟฟ้าในการทดสอบลอยตัวในอากาศ

อย่างไรก็ตามที่ทดสอบลอยตัวนี้พบว่า ในเวลา 3 นาที พบว่า มีกลิ่นไหม้จากแผงจ่ายไฟฟ้าภายในลำตัวอากาศยาน จากการตรวจสอบพบรอยการไหม้ ปัญหาเกิดจากแผงจ่ายไฟสามารถรับกระแสตามข้อมูลการผลิตคือ 60 แอมป์ แต่การใช้งานอย่างต่อเนื่องคือ 80 แอมป์ ประกอบกับอากาศที่ร้อนจัดจึงทำให้เกิดการไหม้ การแก้ไขคือเปลี่ยนแผงจ่ายไฟฟ้าเป็น 2 แผง โดยแต่ละแผงจะเชื่อมต่อแบตเตอรี่ 1 ก้อน แผงจ่ายไฟฟ้าตั้ง 2 จะเชื่อมต่อด้วยสายไฟฟ้าแบบขนาน

#### 5.4.2 การทดสอบเปลี่ยนโหมดการบิน

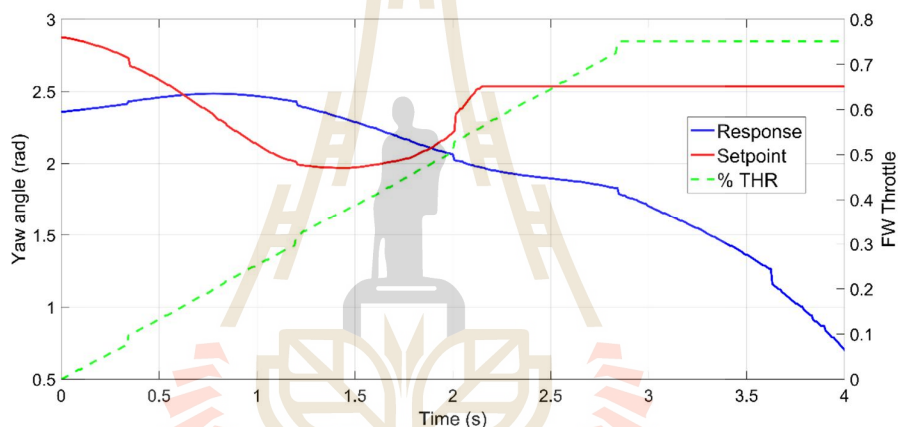
การเปลี่ยนโหมดการบิน (Transition) จะทดสอบเพื่อตรวจสอบว่าอากาศยานสามารถถูกเร่งเข้าสู่ความเร็วที่มีแรงยกเพียงพอหรือไม่ โดยความเร็วที่ต้องการคือ 15 เมตรต่อวินาที เพื่อตรวจสอบการควบคุมอากาศและบันทึกการใช้พลังงาน

##### ผลการทดสอบมีดังนี้

ในขณะที่เร่งจาก 0 ถึง 75 เปอร์เซ็นต์ อากาศยานมีอากาศ Yaw ไปด้านซ้ายดังรูปที่ 5.20 จนไม่สามารถเปลี่ยนโหมดการบินได้ จากการตรวจสอบข้อมูลการบินของมอเตอร์พบว่า มอเตอร์ที่ใบพัดหมุนทวนเข็มนาฬิกา (ได้แรงบิดหมุนตามเข็มนาฬิกา หรือ Yaw ขวา) ทำงานสูงกว่าโดยเฉพาะมอเตอร์ทางด้านซ้ายของลำ (มองจากท้ายลำ) จึงสรุปได้ว่า เนื่องจากมอเตอร์ระบบปีกตรึงหมุนตามเข็มนาฬิกา จึงได้แรงบิดทวนเข็มนาฬิกา ส่งผลให้ลำตัว Roll ไปทางซ้าย มอเตอร์ด้านซ้ายจึงทำงานหนักขึ้น ประกอบกับการทำการบิน Roll และ Yaw มีการ Coupling กันโดยธรรมชาติ จึงมีผลให้ Yaw ไปด้วย อาการที่เกิดขึ้นว่า Left turn tendency



รูปที่ 5.22 อากาศยานระหว่างการทดสอบ

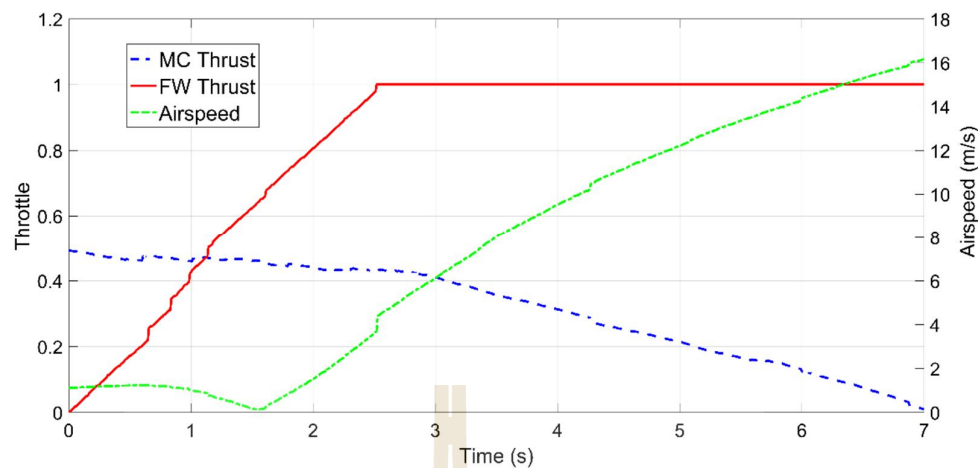


รูปที่ 5.23 มุม Yaw ของอากาศยานขณะทดสอบการเปลี่ยนโหมดที่คันเร่งสูงสุด 100 %

การทดสอบเกิดขึ้นอีกครั้งที่เปอร์เซ็นต์คันเร่งสูงสุด 100 แต่ได้ปรับมุมมอเตอร์ให้สร้างแรงบิดตามเข็มนาฬิกามากขึ้น จากการทดสอบครั้งนี้พบว่าอากาศยานสามารถเปลี่ยนโหมดได้ไม่มีอาการ Yaw ชั่วให้เห็น อย่างไรก็ตามจากการตรวจสอบข้อมูลการบินพบว่ายังมีการ Yaw เกิดขึ้นเล็กน้อย แต่สามารถชดเชยและเปลี่ยนโหมดการบินจนสำเร็จได้

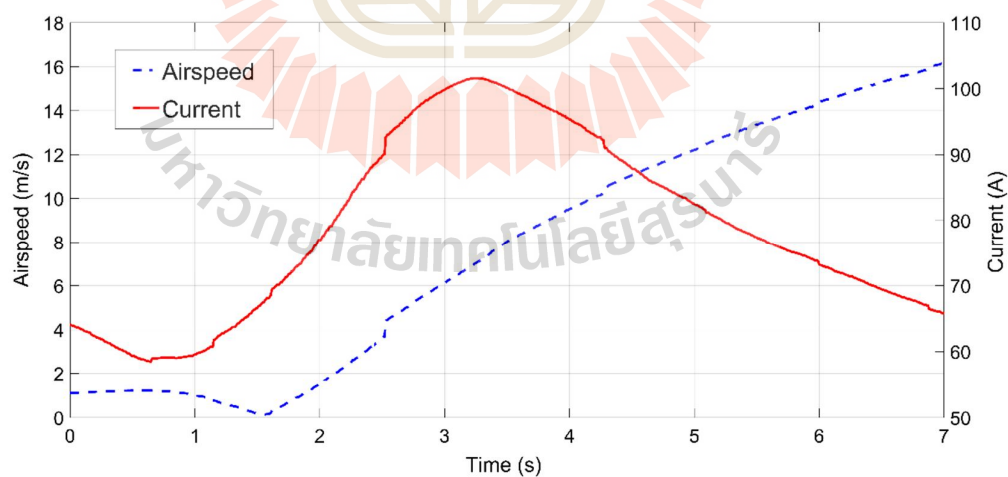
ในส่วนความเร็วของอากาศยานพบว่า หากเร่งด้วย 100 เปอร์เซ็นต์ ที่เวลา 7 วินาที จะทำให้ได้ความเร็ว 16 เมตรต่อวินาที ซึ่งเพียงพอต่อการสร้างแรงยก ด้วยเหตุนี้ ในการทดสอบต่อไป จะใช้เวลาในการเร่งเท่ากับ 7 วินาที การที่เวลาเร่งมากเกินไปจะทำให้อากาศยานออกห่างจากจุดปล่อยตัวมากเกินไปและเปลืองพลังงานเนื่องจากต้องเปิด 2 ระบบพร้อมกัน





รูปที่ 5.24 ความเร็วของอากาศยานและเปอร์เซ็นต์แรงมอเตอร์ระหว่างทดสอบเปลี่ยนโหมดการบิน

ข้อมูลด้านพลังงานแสดงดังรูปที่ 5.22 พบว่า ในช่วงแรกของการเร่ง มอเตอร์ระบบ ปีกครึ่งทำงานต่ำกว่า 100 เปอร์เซ็นต์ กระแสไฟฟ้าจะค่อยๆ ลดลงและต่ำสุดที่ 60 แอมป์ แต่เมื่อเวลา เพิ่มขึ้นประมาณ 3 วินาที มอเตอร์ระบบปีกครึ่งทำงาน 100 เปอร์เซ็นต์ กระแสไฟฟ้าจะเพิ่มขึ้นจน สูงสุดที่ 100 แอมป์ แม้การทำงานของมอเตอร์ระบบหลายใบพัดจะลดลงเรื่อยๆ แต่ยังคงไม่ต่ำพอ เมื่อผ่านจากจุดสูงสุดไป กระแสจะเริ่มลดลงอีกครั้งจนถึงสุดสิ้นสุดการเปลี่ยนโหมดการบิน



รูปที่ 5.25 แสดงการเปลี่ยนแปลงของกระแสไฟฟ้าที่ใช้งานและการทำงานของมอเตอร์ปีกครึ่ง

### 5.4.3 การทดสอบในโหมดอากาศยานปีกตรึงภายหลังติดตั้งระบบขึ้นทางดิ่ง

หลังจากแก้ไขข้อบกพร่องที่พบเรียบร้อยแล้ว การทดสอบสุดท้ายคือการทดสอบเต็มรูปแบบ นั่นคือการขึ้นทางดิ่ง เปลี่ยนโหมดเข้าสู่ระบบปีกตรึง การไต่สู่ระดับ บินเดินทาง การลดระดับและลงทางดิ่ง อีกทั้งยังมีการทดสอบการ Stall เพื่อหาความเร็วที่ต่ำที่สุดที่จะทำปฏิบัติการ รวมถึงตรวจสอบลักษณะอาการที่เกิดขึ้น การทดสอบครั้งนี้จึงสำคัญและอันตรายที่สุด



รูปที่ 5.26 อากาศยานระหว่างการทดสอบ

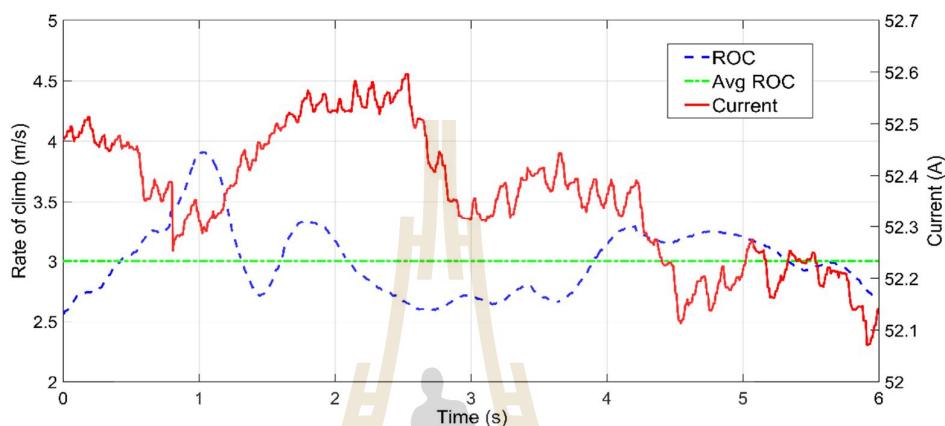
#### ก. การไต่ระดับด้วยโหมดอากาศยานปีกตรึง

การไต่ระดับจะเริ่มหลังจากเปลี่ยนโหมดการบินเรียบร้อยแล้ว รูปที่ 5.24 แสดงอัตรา การไต่พบว่าอยู่ในช่วง 2.5-4 เมตรต่อวินาที มีค่าเฉลี่ยอยู่ที่ 3 เมตรต่อวินาที และความเร็วอากาศยาน อยู่ในช่วง 20-22 เมตรต่อวินาที การไต่ใช้กระแสไฟฟ้าเฉลี่ย 52.4 แอมป์ เนื่องจากได้แรง 100 % อย่างไรก็ตาม อัตราการไต่ที่แสดงนั้นน้อยกว่าที่ต้องการคือ 5 เมตรต่อวินาที เนื่องจากใช้มุมไต่ที่ น้อย สังเกตได้จากความเร็วอากาศยานอยู่ที่ 20-22 เมตรต่อวินาที เนื่องจากคำนึงถึงความปลอดภัย เพราะน้ำหนักอากาศยานมากกว่าที่ออกแบบ จึงไม่ได้ทดสอบหาอัตราไต่สูงสุด

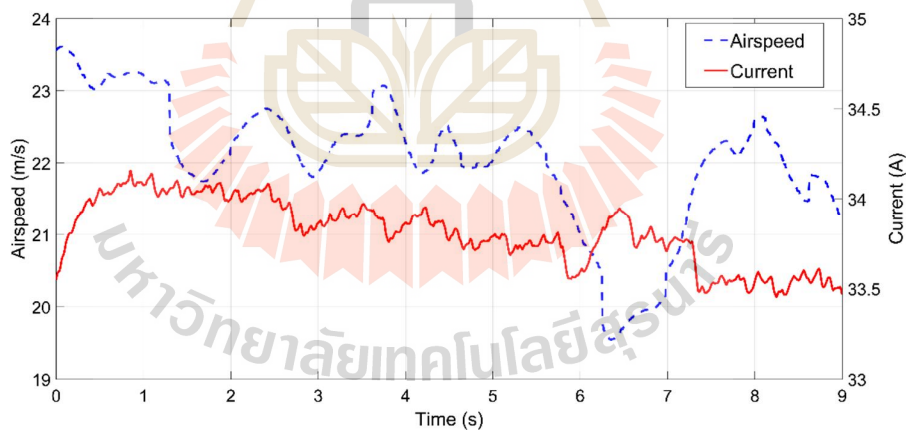
#### ข. การบินเดินทางสู่เป้าหมาย

การบินเดินทางจะเริ่มขึ้นเมื่อไต่ระดับถึงความสูงที่ต้องการแล้ว การบินเดินทาง จะบินให้อยู่ในช่วงความเร็ว 22 เมตรต่อวินาที ที่คันเร่ง 75-80 % ผลการใช้กระแสไฟฟ้าแสดงดังรูป ที่ 2.25 พบว่าใช้กระแสไฟฟ้าเฉลี่ย 33.8 แอมป์

เนื่องด้วยใบพัด 14x7 ไม่เหมาะสมกับความเร็วสูงเช่นนี้ สามารถปรับให้ใช้ กระแสลดลงด้วยการใช้ใบพัดที่มี Pitch ใบพัดสูงขึ้น อาทิ 14x8 อย่างไรก็ตาม อาจทำให้สมรรถนะที่ ความเร็วต่ำแย่ลงรวมถึงประสิทธิภาพมอเตอร์ต่ำลงเนื่องจากมอเตอร์ตัวนี้แนะนำให้ใช้ใบพัด Pitch 6.5 ซึ่งอาจทำให้กินกระแสไม่ต่างจากเดิมหรือสูงขึ้น



รูปที่ 5.27 การใช้กระแสไฟฟ้าขณะไต่ระดับ



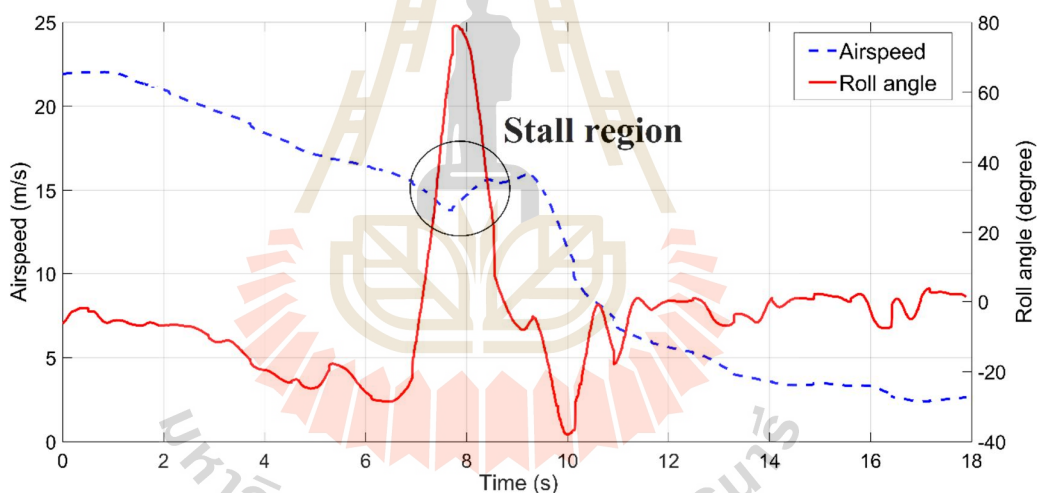
รูปที่ 5.28 ความเร็วอากาศยานและกระแสไฟฟ้าขณะบินเดินทาง

### ค. การทดสอบการ Stall

การทดสอบการ Stall เริ่มจากการไต่สู่ระดับความสูงที่ปลอดภัย จากนั้นจึงลด ค่อยๆลดคันเร่งลงแต่พยายามที่จะรักษาความสูงไว้ด้วยการเปิดมุมปะทะให้มากขึ้นจนกระทั่งเกิด

อาการ Stall พบว่า ความเร็วที่อากาศยานเกิดการ Stall คือความเร็วประมาณ 15 เมตรต่อวินาทีที่คันเร่ง 45 เปอร์เซ็นต์ อย่างไรก็ตาม ความเร็วอากาศที่ตรวจวัดได้กับความเร็ว Stall จริงอาจมีความแตกต่างกันเนื่องจากอุปกรณ์วัดความเร็วอากาศถูกติดตั้งให้ขนานกับลำตัวอากาศยานแต่ความเร็ว Stall จะต้องเป็นทิศทางที่ ทำมุมกับแนว Chord ของปีก ดังนั้นความเร็ว Stall จริงจะสูงกว่า 15 เมตรต่อวินาที ด้วยเหตุนี้ ความเร็วที่ต่ำที่สุดในการปฏิบัติการจะถูกตั้งไว้เท่ากับ 18 เมตรต่อวินาที

อาการที่เกิดขึ้นเริ่มจากการ Roll ไม่สามารถควบคุมได้ตามที่ต้องการ จากนั้นจึงเกิดการ Roll ด้วยตัวเองอย่างฉับพลัน (รูปที่ 5.26) อาการที่เกิดขึ้นเป็นไปตามลักษณะทั่วไปของอากาศยานแบบปีกบินทุกประการ กล่าวคือ เกิดการ Stall ที่ช่วงปลายปีกก่อน ทำให้ Elevon ทำงานได้ไม่เต็มประสิทธิภาพ ผลคือการบังคับการ Roll เป็นไปอย่างลำบาก ตามด้วยการควบคุมของโมเมนต์ในการ Roll เนื่องจากปีกทั้ง 2 Stall ไม่พร้อมกันและเกิดการ Roll ด้วยตัวเองอย่างฉับพลัน

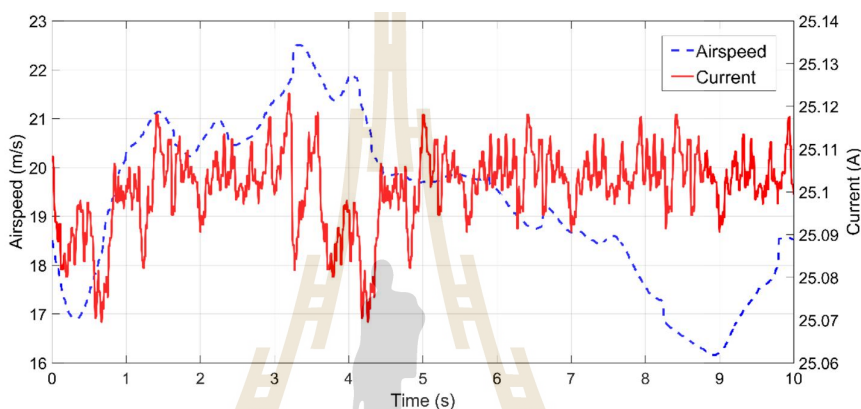


รูปที่ 5.29 มุม Roll และความเร็ว (Airspeed) ระหว่างการทดสอบ Stall

อย่างไรก็ตามเนื่องด้วยอากาศยานติดตั้งระบบขึ้นลงทางดิ่ง การแก้อาการ Stall จึงทำได้ไม่ยากนัก เมื่อสังเกตเห็นอาการ ผู้ช่วยนักบินจะทำการเปลี่ยนโหมดการบินเป็นระบบหลายใบพัดเป็นการลดภาระการตัดสินใจของนักบิน ช่วยให้อากาศยานปลอดภัยระหว่างการทดสอบ

### จ. การบินกลับฐานปฏิบัติการ

การบินในโหมดนี้จะใช้ความเร็วอยู่ที่ 16 เมตรต่อวินาทีตามแผนเดิม แต่เนื่องจากน้ำหนักและแรงต้านได้มากขึ้น หากบินที่ความเร็วเดิมอาจส่งผลให้เกิดการ Stall ดังนั้นจึงเปลี่ยนช่วงความเร็วที่บินเป็น 19 เมตรต่อวินาทีแทนเพื่อความปลอดภัยในการทดสอบ (18 เมตรต่อวินาทีคือความเร็วที่ต่ำที่สุดในการปฏิบัติการ) จากการทดสอบพบว่าการใช้กระแสไฟฟ้าเฉลี่ย 25 แอมป์ ความเร็ว 19 เมตรต่อวินาที



รูปที่ 5.30 ความเร็วอากาศยานและกระแสไฟฟ้าขณะบินกลับสู่ฐานปฏิบัติการ

## 5.5 การประเมินการใช้พลังงานของอากาศยาน

ภายหลังการทดสอบการบินครบทุกอย่างตามแผนภารกิจใหม่แล้ว ต่อมาคือการประเมินพลังงานที่ถูกใช้ในแต่ละช่วงการบินว่าเหมือนหรือแตกต่างกับที่ประมาณไว้ก่อนการทดสอบหรือไม่ และอากาศยานจะสามารถทำภารกิจได้สำเร็จหรือไม่ โดยพิจารณาเฉพาะในเรื่องพลังงาน (แบตเตอรี่เพียงพอหรือไม่) โดยช่วงเปลี่ยนโหมดการบิน เพื่อความสะดวกจะไม่คิดการใช้พลังงานเนื่องจากมีช่วงเวลาที่สั้น โดยเวลาในส่วนนี้จะถูกนำไปรวมกับการไต่ระดับแทน

### 5.5.1 พลังที่ใช้ในแต่ละช่วงการบินจากการทดสอบ

**การขึ้นทางดิ่ง:** จากแผนภารกิจคือการขึ้นสู่ความสูง 50 เมตร ใช้ความเร็ว 3 เมตรต่อวินาทีใช้เวลา 17 วินาที จำนวนครั้งสำหรับช่วงนี้คือ 2 ครั้ง เวลารวมทั้งสิ้น 34 วินาที กระแสไฟฟ้าที่ใช้คือ 90 แอมป์ พลังงานที่ถูกใช้ทั้งหมดช่วงนี้เท่ากับ

$$C_{TO} = \left( \frac{34}{3.6} \right) \cdot 90 = 850 \text{ mAh}$$

**การลงทางดิ่ง:** จากแผนภารกิจคือการลงจากความสูง 30 เมตร ใช้ความเร็ว 2.5 เมตรต่อวินาที ใช้เวลา 12 วินาที จำนวนครั้งสำหรับช่วงนี้คือ 2 ครั้ง เวลารวมทั้งสิ้น 24 วินาที กระแสไฟฟ้าที่ใช้คือ 75 แอมป์ พลังงานที่ใช้ทั้งหมดช่วงนี้เท่ากับ

$$C_{LD} = \left( \frac{75}{3.6} \right) \cdot 24 = 500 \text{ mAh}$$

**การลอยตัวนิ่ง:** ใช้เวลาทั้งสิ้น 60 วินาที กระแสไฟฟ้าที่ใช้คือ 80 แอมป์ พลังงานที่ใช้ทั้งหมดช่วงนี้เท่ากับ

$$C_{HV} = \left( \frac{80}{3.6} \right) \cdot 60 = 1333 \text{ mAh}$$

**การไต่ระดับ:** ไต่ระดับ 100 เมตร จากความสูง 50 เมตร อัตราการไต่ 3 เมตรต่อวินาที ใช้เวลา 33 วินาที จำนวนครั้งสำหรับช่วงนี้คือ 2 ครั้ง เวลารวมทั้งสิ้น 66 วินาที การไต่ระดับได้ระยะทาง ในแนวระดับด้วยซึ่งจะพิจารณาในส่วนบินเดินทางต่อไป

กระแสไฟฟ้าที่ใช้คือ 55 แอมป์ พลังงานที่ใช้ทั้งหมดช่วงนี้เท่ากับ

$$C_{Cmb} = \left( \frac{55}{3.6} \right) \cdot 66 = 1008 \text{ mAh}$$

**การบินเดินทางเข้าสู่เป้าหมาย:** บินเดินทางด้วยความเร็ว 22 เมตรต่อวินาที เนื่องจาก การไต่ระดับจะได้ระยะทางในแนวระดับด้วย จากการทดสอบพบว่ามีความเร็วในแนวระดับในช่วง การไต่ระดับมีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 17 เมตรต่อวินาที ภายในเวลา 33 วินาที จะได้ระยะทางทั้งสิ้น 560 เมตร ระยะทางจากเดิม 5000 เมตร จะคงเหลือ 4440 เมตร จึงใช้เวลา 202 วินาที

กระแสไฟฟ้าที่ใช้คือ 35 แอมป์ พลังงานที่ใช้ทั้งหมดช่วงนี้เท่ากับ

$$C_{2T} = \left( \frac{35}{3.6} \right) \cdot 202 = 1963 \text{ mAh}$$

**การเดินทางกลับสู่จุดปล่อยอากาศยาน:** บินเดินทางด้วยความเร็ว 19 เมตรต่อวินาที เนื่องจากการไต่ระดับจะได้ระยะทางในแนวระดับด้วย จากการทดสอบพบว่ามีความเร็วในแนวระดับในช่วงการไต่ระดับมีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 17 เมตรต่อวินาที ภายในเวลา 33 วินาที จะได้ระยะทางทั้งสิ้น 560 เมตร ระยะทางจากเดิม 5000 เมตร จะคงเหลือ 4440 เมตร จึงใช้เวลา 234 วินาที กระแสไฟฟ้าที่ใช้คือ 25 แอมป์ พลังงานทีู่กใช้ทั้งหมดช่วงนี้เท่ากับ

$$C_{2B} = \left( \frac{25}{3.6} \right) \cdot 234 = 1625 \text{ mAh}$$

### 5.5.2 พลังงานที่ต้องการรวมทั้งหมด

เวลาที่ใช้ตลอดทั้งภารกิจในส่วนที่เสียพลังงานเท่ากับ 620 วินาที หรือ 10 นาที 20 วินาที ใช้พลังงานทั้งสิ้น 7279 มิลลิแอมป์ชั่วโมง อย่างไรก็ตาม การคำนวณนี้เป็นการคิดแบบกระแสไฟฟ้าคงที่ ซึ่งในความเป็นจริงจะไม่เป็นเช่นนี้เนื่องจากแรงดันไฟฟ้าแบตเตอรี่ลดลง เพื่อรักษากำลังไฟฟ้าที่ให้แก่มอเตอร์ กระแสไฟฟ้าจะถูกดึงเพิ่มขึ้น ส่งผลให้ไม่สามารถดำเนินการกิจตามแผนได้

หากมีการปรับภารกิจให้ไม่มีการลอยตัวนิ่ง 60 วินาที พลังงานที่ใช้จะลดลงเหลือ 5946 มิลลิแอมป์ชั่วโมง แตกต่างกับความจุแบตเตอรี่ที่ใช้งานได้จริงอยู่ประมาณ 1800 มิลลิแอมป์ชั่วโมง ด้วยเหตุนี้จึงจะสามารถไปและกลับจากเป้าหมายได้อย่างปลอดภัยในแง่ของการมีพลังงานเพียงพอ หากยังมีการลอยตัวนิ่ง 1 นาทีแล้ว ระหว่างการบินมี Headwind หรือต้องบินลอยตัวเพิ่มเติมจะทำให้ไม่มีพลังงานเพียงพอสำหรับบินกลับ วิธีแก้ไขคือต้องลดน้ำหนักลงอย่างน้อย 550 กรัมและเพิ่มแบตเตอรี่ขนาด 5200 มิลลิแอมป์ชั่วโมงเข้าไปแทน

### 5.5.3 พลังงานที่น้อยที่สุดที่สามารถบินกลับฐาน

เนื่องจากความเป็นจริงไม่ทราบภารกิจที่แน่นอน ระยะทางที่บินอาจจะน้อยกว่า 5 กิโลเมตร แลลอยตัวนิ่งในอากาศยานนานกว่า ด้วยเหตุนี้พลังงานที่น้อยที่สุดที่สามารถบินกลับฐานได้ต้องถูกคำนวณโดยใช้ข้อมูลการใช้ไฟฟ้าจากการทดสอบการบิน พบว่าในช่วงบินกลับอากาศ



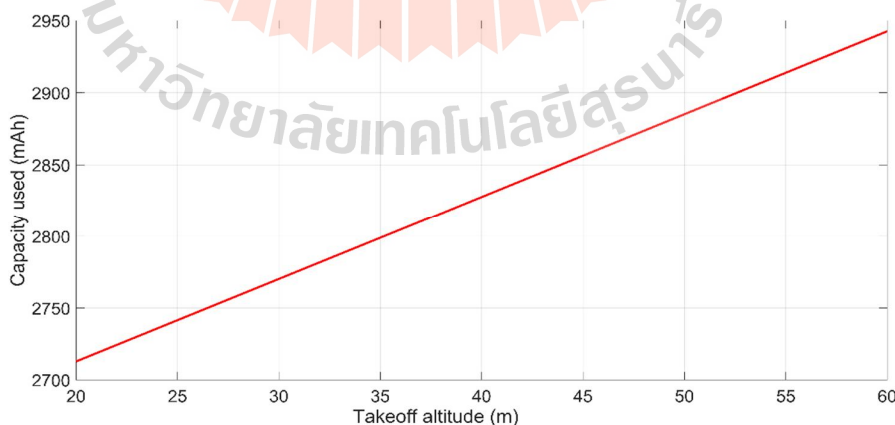
ยานต้องการพลังงานไฟฟ้าอย่างน้อย 3500 มิลลิแอมป์ชั่วโมง หรือใช้ได้ไม่เกิน 4300 มิลลิแอมป์ ชั่วโมง เมื่อใช้แบตเตอรี่ 2 ก้อน (ใช้ได้จริง 75%)

#### 5.5.4 ความสัมพันธ์ระหว่างความสูงที่ขึ้นทางดิ่งและการใช้พลังงานในช่วงเข้าสู่เป้าหมาย

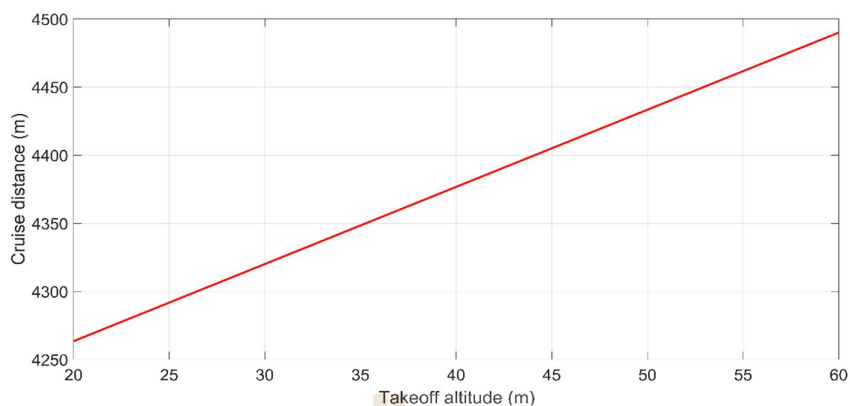
ในกรณีที่ปฏิบัติการในบริเวณที่ไม่ต้องรับได้ระดับความสูงเร็ว สามารถเปลี่ยนแผนปฏิบัติการเนื่องจากความสูงในช่วงขึ้นทางดิ่งมีผลต่อการใช้พลังงาน ซึ่งช่วงนี้มีการใช้กระแสไฟฟ้าสูงถึง 90 แอมป์ ด้วยเหตุนี้หากความสูงที่ขึ้นทางดิ่งต่ำลง ทำให้มีเวลามากขึ้นในการไต่ระดับสู่ 150 เมตร (ช่วงไต่ระดับใช้กระแสไฟฟ้าน้อยกว่าขึ้นทางดิ่ง) เนื่องด้วยการไต่ระดับจะได้ระยะทางในแกน ระดับด้วย ทำให้ระยะทางที่บินสู่เป้าหมายสั้นลง ดังนั้นการขึ้นทางดิ่งที่ความสูงต่ำลง มีแนวโน้ม การใช้พลังงานน้อยกว่า สามารถแสดงกราฟความสัมพันธ์ต่อไปนี้

ตารางที่ 5.7 การใช้พลังงานสำหรับแผนปฏิบัติการ

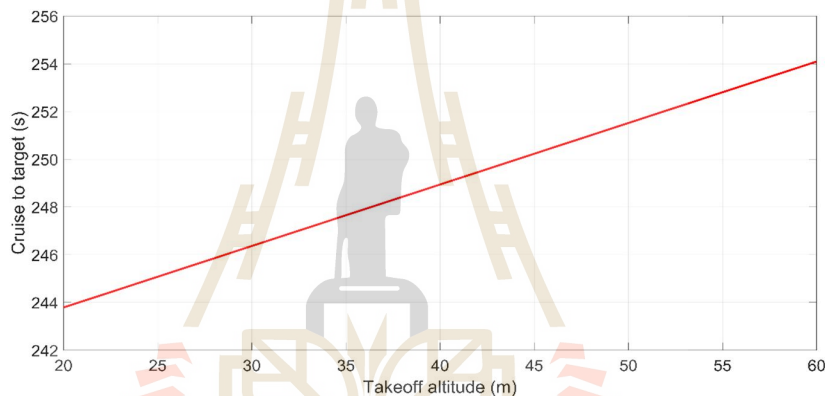
ภารกิจ	เวลา (s)	ความจุที่ต้องการ (mAh)	จำนวนแบตเตอรี่ ที่ต้องการ	ความจุที่ใช้ได้ 75% (mAh)
1. ภารกิจเดิม	980	10700	3	11700
2. ภารกิจใหม่ (ลดยตัว 1 นาทื, ไม่บินวน)	620	7300	2	7800
3. ภารกิจใหม่ ไม่รวมลดยตัว 1 นาทื, ไม่บินวน	560	5950	2	7800



รูปที่ 5.31 ความสัมพันธ์ระหว่างความสูงที่ขึ้นทางดิ่งและพลังงานที่ใช้ในช่วงการบินเข้าสู่เป้าหมาย



รูปที่ 5.32 ความสัมพันธ์ระหว่างความสูงที่ขึ้นทางดิ่งและระยะทางที่บินเข้าสู่เป้าหมาย

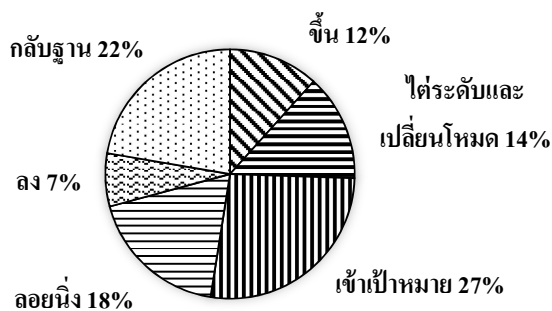


รูปที่ 5.33 ความสัมพันธ์ระหว่างความสูงที่ขึ้นทางดิ่งและเวลาที่ใช้ในการบินเข้าสู่เป้าหมาย

การขึ้นทางดิ่งด้วยโหมคอากาศยานหลายใบพัดสู่ความสูง 20 เมตรมีแนวโน้มที่ใช้พลังงานน้อยกว่าเมื่อเทียบกับความสูง 60 เมตร กล่าวคือ มีการใช้พลังงานลดลง 227 มิลลิแอมป์ ชั่วโมง ระยะทางสั้นลง 227 เมตรและเวลาลดลง 10 วินาที

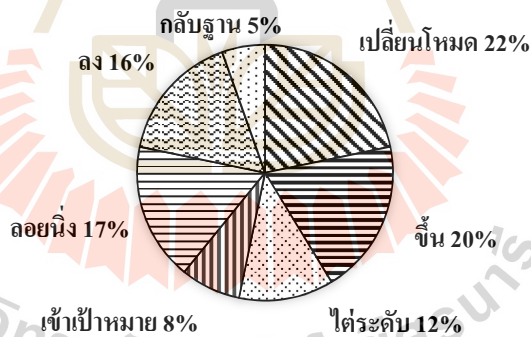
#### 5.5.5 สัดส่วนการใช้พลังงานในแต่ละช่วงของการบิน

สัดส่วนการใช้พลังงานในแต่ละช่วงการบินสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 5.31 พบว่า ช่วงที่ใช้พลังงานสูงที่สุดคือช่วงบินเดินทางสู่เป้าหมาย 27% ช่วงที่ใช้พลังงานน้อยที่สุดคือ 7% คือการลงทางดิ่ง หากเปรียบเทียบสัดส่วนนี้กับที่ออกแบบไว้ (รูปที่ 4.11) จะเห็นได้ว่าไปในทิศทางเดียวกัน แม้ว่าการลอยตัวนี้จะใช้เวลาเพียง 60 วินาที แต่ก็ใช้พลังงานถึง 18 % ของพลังงานทั้งหมด



รูปที่ 5.34 สัดส่วนการใช้พลังงานไฟฟ้าในแต่ละช่วงของการบิน

หากพิจารณาในแง่ของกระแสไฟฟ้าสูงสุด พบว่าช่วงเปลี่ยนโหมดยังคงสูงสุดเหมือนที่คาดแต่ในการทางปฏิบัติช่วงนี้จะเกิดขึ้นเพียงเวลาสั้นๆเท่านั้นและสั้นลงกว่าเดิมเมื่อมีการใช้ระบบควบคุมแบบลดการทำงานมอเตอร์ระบบหลายใบพัดตามเวลาในการเปลี่ยนโหมด สำหรับช่วงที่ใช้กระแสไฟฟ้าน้อยที่สุดคือบินเดินทางกลับ 5 % แม้จะใช้กระแสไฟฟ้าต่ำ แต่เวลาที่ใช้ยาวนานเนื่องจากความเร็วเดินทางต่ำ จึงทำให้ใช้พลังงาน 22 %



รูปที่ 5.35 สัดส่วนการใช้กระแสไฟฟ้าในแต่ละช่วงของการบิน

## 5.6 การเปรียบเทียบการใช้พลังงานระหว่างการออกแบบและการทดสอบ

ตารางที่ 5.8 แสดงการเปรียบเทียบการประมาณกระแสไฟฟ้าที่ใช้ในแต่ละช่วงของการบินของระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบ Y6, X8 และการทดสอบ X8 พบว่าการประมาณการใช้กระแสไฟฟ้าของระบบ X8 สูงกว่าระบบ Y6 ยกเว้นการใช้กระแสสำหรับระบบขึ้นลงทางดิ่ง เนื่องจากมอเตอร์

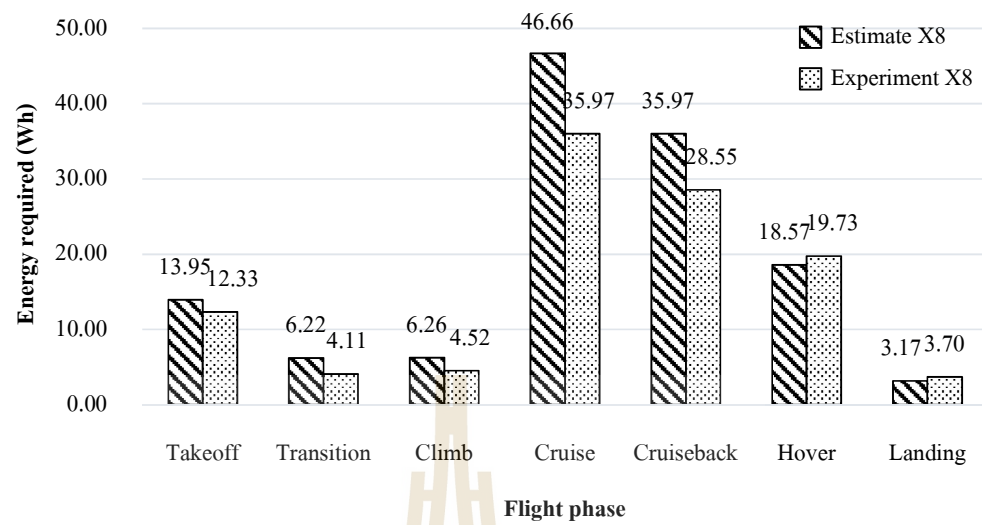
ที่เพิ่มขึ้นทำให้มอเตอร์แต่ละตัวทำงานน้อยลง การใช้กระแสไฟฟ้าจึงลดลง อย่างไรก็ตามแรงต้านเพิ่มขึ้นจากการติดตั้งมอเตอร์และฐานล้อ อีกทั้งบินที่ความเร็วสูงกว่า ส่งผลให้การใช้กระแสไฟฟ้าในโหมดอากาศยานปีกตรึงจึงสูงขึ้น

จากการทดสอบพบว่า อากาศยานใช้กระแสไฟฟ้าน้อยกว่าที่ประเมินไว้ ความเป็นไปได้ที่ทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนมาจาก 2 ส่วนคือ แรงต้านที่ประเมินไว้มากกว่าความเป็นจริง เนื่องจากใช้ Turbulent flow model สำหรับทำนาย skin friction coefficient อีกทั้งในระหว่างการบินใบพัดของระบบขึ้นลงทางดิ่งไม่ได้ตั้งฉากกับการไหลตลอดเวลา ทำให้แรงต้านลดลง อีกสาเหตุหนึ่งคือประสิทธิภาพของระบบส่งกำลังมีค่ามากกว่าที่ประมาณไว้ (มากกว่า 50 %)

สุดท้ายสรุปได้ว่าหากใช้แบตเตอรี่ความจุ 15000 mAh จากการประมาณดังที่กล่าวมา อากาศยานจะมีพลังงานเพียงพอสำหรับปฏิบัติการ เนื่องจากผลการทดสอบพบว่า มีการใช้กระแสใกล้เคียงกับการประมาณไว้ตั้งแต่เริ่มต้น หากแต่ปัจจุบันสามารถใส่แบตเตอรี่ได้เพียงแค่ 2 ก้อน (10000 mAh) เนื่องจากน้ำหนักโครงสร้างและจากระบบขึ้นลงทางดิ่งเกินกว่ากำหนด

ตารางที่ 5.8 การเปรียบเทียบการใช้กระแสไฟฟ้า

ช่วงการบิน	กระแสไฟฟ้า (A)			ความแตกต่าง การประมาณ Y6 และ X8 (%)	ความแตกต่างการ ประมาณ และทดสอบ X8 (%)
	ประมาณ Y6	ประมาณ X8	ทดสอบ X8		
ขึ้นทางดิ่ง	105	101.8	90	-3.05	-11.59
เปลี่ยนโหมด	144	151.4	100	5.14	-33.95
ไต่ระดับ	65	76.1	55	17.08	-27.73
บินเดินทาง	30 (20 m/s)	45.4 (22 m/s)	35	51.33	-22.91
บิน,บินกลับ	23 (16 m/s)	31.5 (19 m/s)	25	36.96	-20.63
บินลอยตัว	78	75.3	80	-3.46	6.24
ลงทางดิ่ง	72	64.2	75	-10.83	16.82



รูปที่ 5.36 การเปรียบเทียบระหว่างการใช้กระแสไฟฟ้าจากการประมาณและการทดสอบจริง

## บทที่ 6

### สรุปผลและข้อเสนอแนะ

#### 6.1 สรุปผลการวิจัย

งานวิจัยนี้นำเสนอการออกแบบ สร้างต้นแบบ ปรับปรุงระบบควบคุมท่าทางการบินของระบบอากาศยานปีกตึงและทดสอบอากาศยาน อากาศยานสามารถบรรทุกสัมภาระหนัก 1.4 กิโลกรัม ขึ้นและลงทางดิ่ง บินเดินทางสู่เป้าหมายที่ระยะทาง 5 กิโลเมตร รวมไปกลับ 10 กิโลเมตร โดยมีรายละเอียดดังนี้

1. อากาศยานมีรูปแบบเป็นปีกบิน โดยมีระบบขึ้นลงทางดิ่งแบบ X8
2. แพนอากาศคือ S5010
3. ความยาวปีก 2.45 เมตร พื้นที่ปีก 0.8 ตารางเมตร มุมลู่วิ่งปีก 25 องศา Aspect ratio เท่ากับ 6 และ Taper ratio เท่ากับ 0.5
4. ใช้วิธีการเปลี่ยนโหมดการบินด้วยเวลา พบว่าใช้เวลาเปลี่ยนโหมดการบิน 7 วินาที
5. ใช้เทคนิค Gain-scheduled ร่วมกับระบบควบคุมแบบ PI สำหรับควบคุมการบิน
6. ช่วงการบินที่ใช้พลังงานสูงที่สุดคือ โหมดบินหลายใบพัด

#### 6.2 ข้อเสนอแนะ

จากปัญหาที่พบคืออากาศยานมีน้ำหนักที่สูงกว่าที่ประเมินไว้ แผนภารกิจเดิมไม่สามารถดำเนินการได้เนื่องจากพลังงานไม่เพียงพอ ข้อเสนอแนะมีดังต่อไปนี้

1. ปัจจุบันพบว่าน้ำหนักเครื่องกระตุ้นหัวใจไฟฟ้าแบบอัตโนมัติ (AED) มีแนวโน้มลดลง รวมถึงสามารถปรับปรุงโครงสร้างทั้งการออกแบบและวัสดุที่ใช้ให้มีน้ำหนักลดลงได้ ผลคือสามารถเพิ่มแบตเตอรี่ได้ ส่งผลให้มีพิสัยการบินที่ไกลขึ้น
2. เพื่อลดการใช้พลังงานในช่วงบินเดินทาง จึงต้องเลือกใบพัดที่เหมาะสมกับความเร็ว ใบพัดที่เหมาะสมกับการบินที่ความเร็วสูงคือใบพัดที่มีพิชสูงชัน (High pitch propeller)
3. เนื่องจากอากาศยานต้องทำปฏิบัติการในเขตเมือง ดังนั้นความปลอดภัยจึงเป็นสิ่งสำคัญ สามารถเพิ่มระบบความปลอดภัยแก่อากาศยานและมนุษย์ได้ด้วยการปรับปรุงระบบควบคุม อาทิ การตรวจสอบการ Stall การตรวจสอบมอเตอร์ที่ทำงานผิดปกติ

## รายการอ้างอิง

- สถาบันการแพทย์ฉุกเฉินแห่งชาติ. (2557). **ช่องว่างการแพทย์ฉุกเฉินไทย**. รายงานสถานการณ์ระบบการแพทย์ฉุกเฉิน ปี 2557. หน้า 14.
- สถาบันการแพทย์ฉุกเฉินแห่งชาติ. (2557). **กลยุทธ์ที่ 1 การพัฒนาระบบปฏิบัติการฉุกเฉินให้ได้มาตรฐานอย่างทั่วถึงและเท่าเทียม**. รายงานประจำปี 2557. หน้า 12.
- A. Deperrois. (2010). **About stability analysis using XFLR5**. Revision2.1. [www.xflr5.com/docs/XFLR5\\_and\\_Stability\\_analysis.pdf](http://www.xflr5.com/docs/XFLR5_and_Stability_analysis.pdf)
- Aditya Kotikalpudi, Brian Taylor, Claudia Moreno, Harald Pfifer, and Gary J. Balas (2013). **Aerodynamic Analysis using XFLR-5**. Aerospace Engineering and Mechanics University of Minnesota.
- Adnan S. Saeed, Ahmad Bani Younes, Shafiqul Islam, Jorge Dias, Lakmal Seneviratne, Guowei Cai. (2015). **A review on the platform design, dynamic modeling and control of hybrid UAVs**. International Conference on Unmanned Aircraft Systems, Colorado, USA.
- Ahmet Caner Kahvecioglu. (2014). **Design and Manufacturing of a Quad Tilt Rotor Unmanned Air Vehicle**. M.S. thesis, Middle East Technical University, Turkey.
- Andrew Gong, Dries Verstraete (2015). **Extending range and endurance estimates of battery powered electric aircraft**. 16th Australian Aerospace Congress, 23-24 February 2015, Melbourne, Australia.
- ANSYS, Inc. (2016). **FLUENT**. [Online]. Available: <http://www.ansys.com/Products/Fluids/ANSYS-Fluent>. [Accessed 10 July 2016].



- Anton Lidb om, Efstratios Kiniklis (2015). **Providence-UAV system to support search and rescue**, M.S. thesis, Department of Signals & Systems Chalmers University of Technology, Gothenburg, Sweden.
- Aslihan Vuruskan, Burak Yuksek, Ugur Ozdemir, Adil Yukselen, Gokhan Inalhan. (2015). **Dynamic Modeling of a Fixed-Wing VTOL UAV**. International Conference on Unmanned Aircraft Systems Orlando, FL, USA.
- ATMega2560. **Key Parameter**. [Online]. Available: <http://www.atmel.com/devices/atmega2560.aspx> [Accessed 10 July 2016].
- Brian R. Taylor (2011). **AMT-200S Motor Glider Parameter and Performance Estimation**. National Aeronautics and Space Administration, Dryden Flight Research Center.
- Cetinsoy E., Dikyar S., Hancer C., Oner K.T., Sirimoglu E., Unel M., Aksit M.F. (2012). **Design and construction of a novel quad tilt-wing UAV**. Mechatronics, Vol. 22, pp. 723-745.
- Dennis Trips. (2010). **Aerodynamic Design and Optimization of a Long Range Mini UAV**. M.S. thesis, Delft University of Technology, Netherland
- Drela M., and Giles M.B. (1987). **Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoil**. AIAA Journal, Vol. 25, No. 10.
- Dries Verstraete, Andrew Gong, Dylan D.-C. Lu, Jennifer L. Palmer. (2014). **Experimental investigation of the role of the battery in the AeroStack hybrid, fuel-cell-based propulsion system for small unmanned aircraft systems**. International Journal of Hydrogen Energy 40 (2015), pp. 1598-1606.

- Engin Senelt. (2010). **Design and Manufacturing of a Tactical Unmanned Air Vehicle**. M.S. thesis, Middle East Technical University, Turkey.
- Escareno J., Salazar S., and Lozano R. (2006). **Modeling and control of a convertible VTOL aircraft**. 45th IEEE Conference on Decision and Control, California.
- Federal Aviation Administration. (2015). **Unmanned Aircraft**. [Online]. Available: <http://www.faa.gov>. [Accessed 10 February 2016].
- Firdaus Mohamad, Wirachman Wisnoe, Rizal E. M. Nasi, Khairul Imran Sainan and Norhisyam Jenal (2013). **Yaw Stability Analysis for UiTM's BWB Baseline-II UAV E- 4**. Applied Mechanics and Materials, Vol. 393 (2013), pp. 323-328.
- Gordon J. Leishman (2006) **Principles of Helicopter Aerodynamics**. 2nd Edition. Cambridge University Press.
- Hoerner S. F. (1965). **Fluid Dynamic Drag**. Hoerner Fluid Dynamics. Bakersfield. CA
- Introducing the new arcturus jump. **Arcturus UAV**. [Online]. Available: [http://www.arcturus-uav.com/aircraft\\_jump.html](http://www.arcturus-uav.com/aircraft_jump.html). [Accessed 10 February 2016].
- Joachim Schömann. (2014). **Hybrid-Electric Propulsion Systems for Small Unmanned Aircraft**. Ph.D. thesis, Technical University of Munich, Germany.
- John D. Anderson. (2010). **Fundamentals of Aerodynamics**. 5th edition. Singapore. McGraw-Hill Education.
- Kristoffer Gryte (2015). **High Angle of Attack Landing of an Unmanned Aerial Vehicle**. M.S. Thesis, Norwegian University of Science and Technology, Norway.

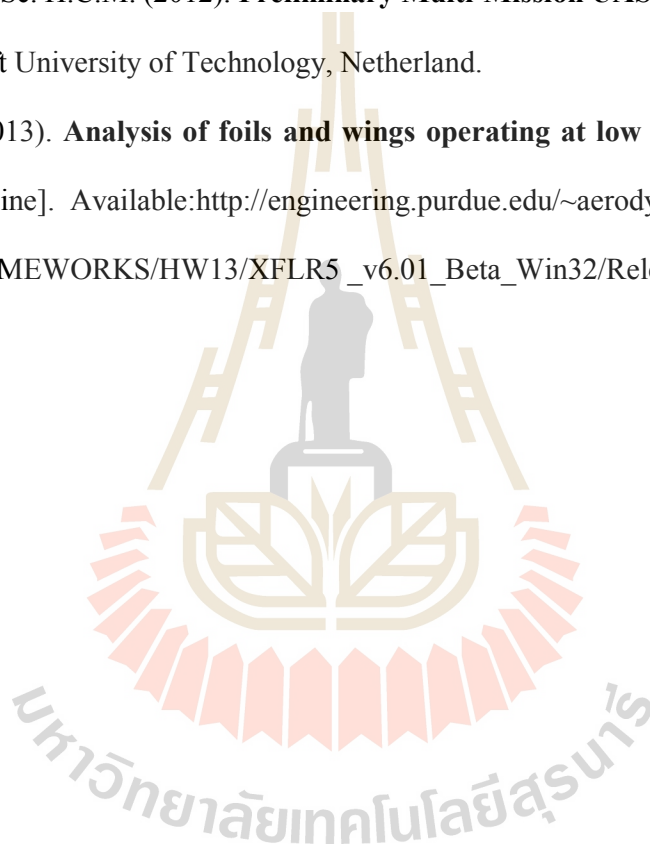
- Kyuho Lee. (2004). **Development of Unmanned Aerial Vehicle (UAV) for Wildlife Surveillance**. M.S. thesis, University of Florida, USA.
- Lance W. Traub. (2011). **Range and Endurance Estimates for Battery-Powered Aircraft**. Journal of Aircraft, Vol. 48, No. 2, March–April 2011.
- Lorenz Meier, Dominik Honegger and Marc Pollefeys. **PX4: A Node-Based Multithreaded Open Source Robotics Framework for Deeply Embedded Platforms**, International Conference on Robotics and Automation.
- Markus Mueller. **eCalc**. [Online]. Available: <http://www.ecalc.ch>. [Accessed 10 July 2016].
- Menno H. and Notteboom C. (2014). **Design and control of an unmanned aerial vehicle for autonomous parcel delivery with transition from vertical take-off to forward flight**. Unpublished master dissertation, KU Leuven, Belgium.
- PX4 Autopilot. **Pixhawk Autopilot**. [Online]. Available: <https://pixhawk.org/modules/pixhawk>. [Accessed 10 July 2016].
- Qgroundcontrol. **Overview**. [Online]. Available: <http://qgroundcontrol.org>. [Accessed 11 July 2016].
- Raymer. (2006). **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. Fourth Edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Roskam J. (1997). **Airplane Design. Part 1. Preliminary Sizing of Airplanes**. Design, Analysis and Research Corporation ARcorporation.
- Sander Hulsman D. D., Jurjen de Groot. (2013). **Atmos UAV**. Leonardo Times.

Tremblay, O., Dessaint L.A., Dekkiche A.I., **A Generic Battery Model for the Dynamic Simulation of Hybrid Electric Vehicles**, Vehicle Power and Propulsion Conference, Arlington, Texas, USA, September 09-12, 2007.

UIUC Aerodynamic group. **UIUC Airfoil Data Site**. [Online]. Available: [http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord\\_database.html](http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html). [Accessed 11 July 2016].

Veerman B.Sc. H.C.M. (2012). **Preliminary Multi-Mission UAS Design**. M.S. thesis, Delft University of Technology, Netherland.

XFLR5. (2013). **Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers**. [Online]. Available: [http://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AAE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5\\_v6.01\\_Beta\\_Win32/Release/Guidelines.pdf](http://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AAE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5_v6.01_Beta_Win32/Release/Guidelines.pdf)



ภาคผนวก ก

**Equipment checklist และ Pre-flight checklist**

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

### 1. Equipment checklist

Procedures	Check
<b><i>Airframe</i></b>	
Check for crack in Joint and structural members	
Check for loose screws and nuts, damaged screws, ties, fasteners, straps	
check landing gear	
<b><i>Engine</i></b>	
Check prop mounts and screws	
Props are smooth and free of damage / defect (check blade, surface)	
Prop adapters are tight / secure	
Multirotor motors base must align parallel to the ground	
Ensure arming / idle timeout is properly configured	
Correct model is selected in transmitter	
Check RC transmitter shows the right range and centering for all sticks	
Check cables for loose or damaged: power, servo, GPS, pitot tube, receiver, radio, on board computer	
Battery / Batteries are fully charged, properly seated and Secured	
<b><i>Camera</i></b>	
Camera settings are correct (still images, video, framerate)	
<b><i>Ground Station</i></b>	
Ground station present and manned	
Fail-safe equipment functioning	

## 2. Pre-flight checklist

Procedures	Check
Verifying all transmitter, on-board aircraft and camera batteries are fully charged; (confirm voltages)	
Ensure no frequency conflicts with both video and transmitter / receiver	
Ensure photo / video equipment mounting system is secure and operational.	
Check location of GPS equipment controlling the autopilot.	
If using Video recorder turn on camera system	
Camera settings are correct (still images, video, framerate)	
SD camera memory clear and inserted into the camera	
All transmitter controls move freely in all directions	
All transmitter trims in neutral position	
All transmitter switches in correct position( typically away)	
Transmitter throttle to zero	
Radio transmitter on	
Connect / power on battery to airframe	
Avionics and ground station are powered up	
Ground station connection	
Wait for ground station to register GPS lock	
Check airframe is level	
Check mode change voice readout	
Arming flight controller to multirotor mode, ground station shows STABILIZE (transmitter throttle still zero)	
Switch to fixed wing mode	
<b>Fixed-wing mode</b>	
Check control surfaces (not in reverse direction)	
Check fixed-wing motors (rotate in clock-wise direction)	
switch back to multirotor mode (ground station shows STABILIZE)	
<b>Multirotor mode</b>	
Check motors (rotate in the correct direction)	
UAV / Drone is in a level location safe for takeoff	
Increase throttle slightly listening for any abnormalities	
Short 20-30 second hover at 3-5 feet (listen for vibrations / loose items)	
Confirm Voltage levels are correct	



ภาคผนวก ข

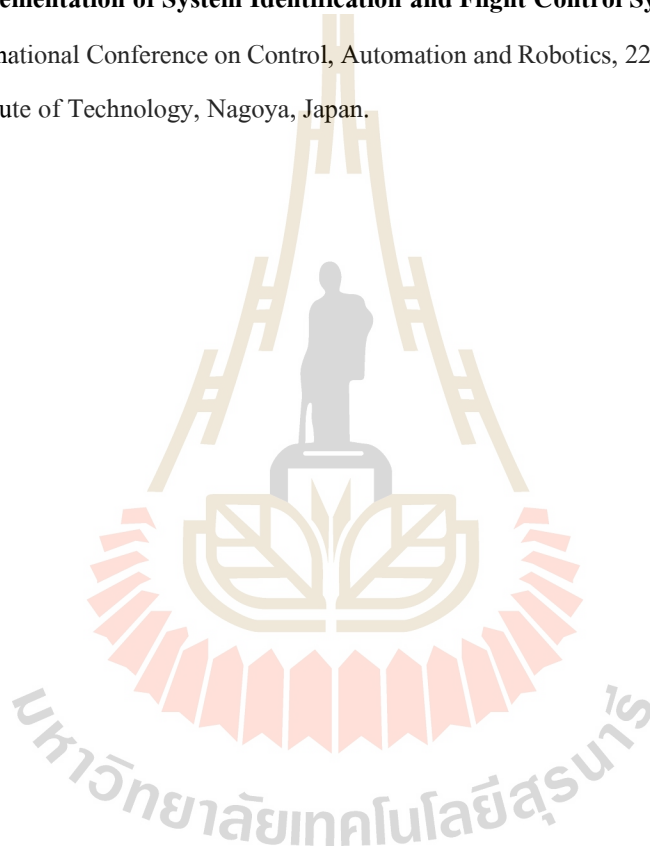
บทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างการศึกษา

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

### รายชื่อบทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างการศึกษา

Watcharapol Saengphet, Chalothorn Thumtae (2016). **Conceptual Design of Fixed Wing-VTOL UAV for AED Transport**. The 7<sup>th</sup> Thai Society of Mechanical Engineers-International Conference on Mechanical Engineering, 13-16 December 2016, Chiang Mai, Thailand.

Watcharapol Saengphet, Suradet Tantrairatn, Chalothorn Thumtae, Jiraphon Srisertpol (2017). **Implementation of System Identification and Flight Control System for UAV**. The 3<sup>rd</sup> International Conference on Control, Automation and Robotics, 22-24 April 2017, Nagoya Institute of Technology, Nagoya, Japan.





## Conceptual Design of Fixed Wing-VTOL UAV for AED Transport

Watcharapol Saengphet<sup>1</sup>, Chalothorn Thumthae<sup>2,\*</sup>

<sup>1</sup> Mechanical Engineering, Suranaree University of Technology, Nakhon Ratchasima, 30000, Thailand

<sup>2</sup> Mechanical Engineering, Suranaree University of Technology, Nakhon Ratchasima, 30000, Thailand

\* Corresponding Author: E-mail chalothorn@sut.ac.th, Telephone Number 0-4422-4556

### Abstract

This study presents the conceptual design of fixed wing battery-powered UAV, designed to carry an Automated External Defibrillator (AED) or any 1.5 kg of payload. This aircraft has abilities not only to take-off, landing or hover as multirotor aircraft but also to cruise similar to the fixed wing aircraft leads to reach the high speed and endurance without additional rotor-tilting mechanism. The new UAV type is called the hybrid UAV. Follow by the hybrid UAV concepts, the design process was initiated by estimating maximum take-off weight. Battery weight and capacity were then estimated from fixed wing and multirotor power required. Moreover, the subsystem of propulsion including propeller, coaxial rotor, motor, ESC and battery were reviewed and discussed. Constant power method was adopted to improve accuracy of the range and the endurance estimation of battery-powered aircraft instead of constant voltage method. In order to match the mission requirements and obtain the design space, the preliminary sizing was established. Computational fluid dynamics is not yet studied in this work. Finally, the conceptual design results, the effect of takeoff velocity to energy consumption and energy management were presented and consulted.

**Keywords:** Conceptual design, Hybrid UAV, VTOL, battery-powered UAV, Constant power method

### 1. Introduction

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) have been widely used and become very popular application such as Traffic monitoring [1] reconnaissance and surveillance [2]. UAV is typically categorized into 3 group consists of fixed wing, multirotor and hybrid UAV. The largest fraction fixed wing lift is created by its wing, propeller produces thrust to maintain speed in order to fly straight and level. Flight speed, range and endurance are its advantage. However, takeoff and landing distance are required. Examples off fixed wing in conventional configuration: Raven [3], Skylite-B [4]. The Tailless (flying wing) configuration: ZALA 421-04M [5], ITU tailless [6]. Multirotor's lift is created from propeller thrust. Due to its high ability in vertical takeoff and landing (VTOL), so the multirotor can be operated certain missions such as observing the interesting target using altitude and position hole which was unable by the fixed wing. Moreover, it requires relatively small ground area for operation. However, its drawbacks are endurance and speed.

In order to combine the advantages and overcome the problems, Hybrid UAV is created. Hybrid UAV was categorized into 2 main type, convertiplane and Tail-sitter [7]. A convertiplane was categorized into 4 subtypes, including tilt-rotor, tilt-wing, rotor-wing and dual system. The advantage of tilt-rotor and tilt-wing was achieved by using their motor effectively because motors were used for both vertical and horizontal flight. However, motor or wing tilting mechanism require complicated software and hardware. Stability during transition flight is a critical point which may lead to the catastrophe. For example, the TURAC [8], and the Firefly6 [9].

A Dual system separated motor for vertical and horizontal flight. Both software and hardware were intended to simplify by this concept. Consequently,

controller and mechanism are relatively simpler than tilting platform. The extra weight and drag from unused rotor and motor were resulted in the increasing of power required during the horizontal flight (fixed wing flight mode) and increasing the capacity of battery, thus total weight were increased, for examples: Amazon Prime Air [10] and Canberra [11].

On the other hand, a Tail-sitter is an aircraft that land by its tail. Transition from vertical to horizontal mode and vice versa were performed (tilt body) by its control surfaces or motors (differential thrust). This concept intended to reduce weight from the tilting system or dual system. However, stronger tails were required. Since its body was oriented vertically during VTOL mode, tail-sitter is more vulnerable to wind. Consequently, complicated control system was required, such as VertiKUL [12], ITU Tail-sitter [13].

### 2. Background and requirements

Nowadays, UAVs are becoming a trendy and common vehicle in medical application (Fig. 1) [14], [15]. Due to their capability, the carried object such as AED, drugs, other medical tools and samples could be delivered to the target using GPS/INS navigation or remotely pilot system to avoid traffic jam. Moreover, UAV is able to land on the top of the high building or even of the small field, thus it can reduce the response time. Every minute that passed without CPR and defibrillation, there is a 10% drop in chance of survival [14]. This was the critical issue that need to be solved.

According to National Institute for Emergency Medicine annual report 2014 [16], the emergency team must reach the patient or target within 8 minutes. Furthermore, the main reason of the high number of casualties is the long-delaying response time of emergency service.

Therefore, this work was aimed to design an UAV for AED transport mission. Regarding to the previous review, the combination of multirotor and fixed wing, a hybrid UAV, were an expected platform. The details of hybrid UAV were discussed in the general and mission requirements section. The conceptual design process was established to sketch, analyze and select the appropriate platform in order to match the mission. Appearance and performance of aircraft depend on general and mission requirements.



Fig. 1 TU Delft (a) [14] and Vayu (b) [15]

## 2.1 General requirements

The general requirement that applied for this aircraft consist of reliability, maintainability, availability and transportability (RMAT concept) as shown in Fig. 2. RMAT can be explained more details as follows.

Since the most critical reliabilities are engine and software control (firmware). Non-tilting rotor system was selected. Furthermore, non-tilting rotor indicate also maintainability because of less moving parts and mechanisms. Downtime, preventive and collective maintenance must be considered. Availability is the probability that a system is operable and ready to perform its intended mission at any given time in the specified operational environment. However, this ability is affected by maintainability [17]. The transportability is the capability of the system to be moved by towing, self-propulsion, or carrier. UAV concept is able to reassembly or folding the wing/motor according to transportability. (detail of the reassembly concept was not discussed in this study.)

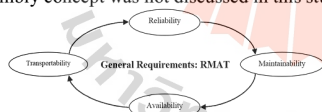


Fig. 2 General requirements

## 2.2 Mission requirements

As known, using UAV in the city is unsafe. Datalink loss is one of the most critical issue since the radio signal is blocked by buildings. Increasing the distance from ground control station (GCS), decreasing in the signal strength. In this state of design, the communication problems and how to address them will not be discussed. In order to avoid the risk from signal loss, the maximum operating range is set to 5 km and operating altitude is 150 m above ground level. Cruise speed for stand mission (low headwind magnitude) is 20 m/s in order to reach the target within 8 minutes. According to the safety concern, loiter time for fixed wing flight is 5 minutes and for multirotor

flight is 2 minutes. The other parameters were shown in Table. 1. Energy consumption was calculated based on the mission profile as Fig. 3.

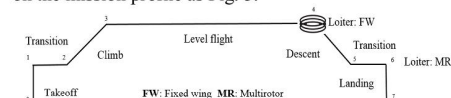


Fig. 3 Standard mission profile

Table. 1 Mission requirements parameters

Mode	Requirement	Value	Description
MR	$V_{TO}$	3 m/s	Takeoff velocity
	$V_{LD}$	2 m/s	Landing velocity
	$H_{TO}$	50 m	Takeoff altitude
	$H_{LD}$	30 m	Landing altitude
	$t_{tran}$	10 s	Transition time
	$t_{hold}$	2 mins	Position hold
FW	$V_{cruise}$	20 m/s	Cruise to target
	$ROC$	5 m/s	Max. climb rate
	$S_{range}$	5 km	Operating range
	$H_{cruise}$	150 m	Cruise altitude
	$t_{loiter}$	5 mins	Loiter time

## 3. Conceptual Design

Conceptual design plan shown in Fig. 4 consist of 6 subsections: maximum takeoff weight buildup, battery weight estimation, drag estimation, power and energy consumption and subsystem efficiency.

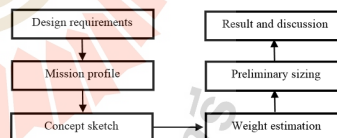


Fig. 4 Conceptual design plan

## 3.1 Concept sketch

According to the general and mission requirements, the concept of aircraft concluded as:

- 1. Tailless (flying wing):** To reduce moving parts. Tail boom as the conventional configuration was suffered from cross wind during VTOL. It is difficult to control heading especially in automatic flight.
- 2. Y6-coaxial rotor:** To improve aircraft compactness and provide enough thrust.
- 3. Single tractor propeller:** To install Y6 rotor, the easiest way to install fixed wing propeller is tractor.
- 4. Retractable landing gear:** To reduce drag.
- 5. Payload placement:** On the top of fuselage (Fig. 5), red cross medical symbol.

The major challenges for hybrid UAV is decreasing in aerodynamic efficiency and increasing in takeoff weight thus resulted in increasing in the energy consumption. At the same payload weight this UAV may has a large wing area. The expected flight time is between multirotor and fixed wing. However, the high speed cruise cause the high energy consumption thus shorten flight time.

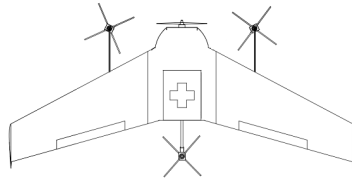


Fig. 5 Concept sketch of flying wing-Y6

### 3.2 Maximum takeoff weight buildup

There are many different techniques for weight estimation. If historical data exists, it quite well to use that. However, if do not, another technique will be used instead. Weight Estimating Relationships (WERs) were generally described in literatures such as Roskam [18]. Since it was not applicable for mini UAVs (1 to 20 kg) [19]. Therefore, new WERs is employed [1]. The logarithmic relation of empty weight is written as:

$$W_e = 10^{-0.155+0.911 \cdot \log_{10}(W_{TO})} \quad (1)$$

Eq. (1), the maximum takeoff weight was required as input to estimate the empty weight. Therefore, iterative weight process is adopted as shown in Fig. 6.

The maximum takeoff weight was broken up into 4 elements: empty weight, payload weight, multirotor system weight and battery weight as Eq. (2).

$$W_{TO} = W_e + W_{pl} + W_{MR} + W_b \quad (2)$$

Since the WERs did not take the hybrid UAV weight into the database, multirotor system weight was set as a part of payload during iteration. The empty weight includes the structural weight, the fixed wing propulsion system weight, and the fixed equipment weight. Multirotor system weight includes motor, ESC, propeller and motor arms.

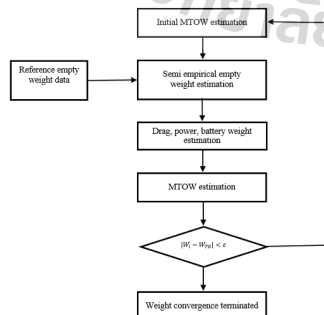


Fig. 6 Iterative weight process

### 3.3 Battery weight estimation

In general, battery is estimated from estimated energy required (Wh) divided by mass specific energy density (Wh/kg) [8, 12]. In order to improve estimation accuracy, Lithium-Polymer battery weight models was employed and found [20-22]. Quadratic Model [22] is adopted due to its large number of database, thus reliability.

$$E_B(Wh) = 4.04(m_B)^2 + 139m_B + 0.0155 \quad (3)$$

UAV requires a constant power not constant current. Therefore, the constant power method was utilized in order to increase the accuracy of range and endurance estimation for non-constant discharge rate [23]. This method converts constant current discharge curves which is a standard testing procedure to constant power discharge curves. Eqs. (4) – (6) were used, value of  $i^n V(D)$  was obtained from tested data [23].

$$V_j = \left( \frac{i^n V(D)_{j-1}}{P_e^n} \right)^{1/(1-n)} \quad (4)$$

$$C_b = \frac{i \cdot t(hr)}{\eta_b} \quad (5)$$

$$D_j = i_j \cdot (\Delta t) + D_{j-1} \quad (6)$$

Where:  $n=0.05$ ,  $P_e$  is electric power (W) and  $\Delta t$  is time step (h). D is discharged capacity (mAh).

Each capacity has its own characteristic. Therefore, pre-estimation capacity, Eq. (3), is need to identify and select the proper capacity.

Table. 2 General parameters

Parameter name	Value
Reference area	$S_{ref}$ 0.8 m <sup>2</sup>
Maximum lift coefficient	$C_{L,max}$ 1
Air density at sea level	$\rho_{SL}$ 1.225 kg/m <sup>3</sup>
Air density at 150 m	$\rho_{150}$ 1.198 kg/m <sup>3</sup>

### 3.4 Drag estimation

A low subsonic speed aircraft as UAVs, the drag was built up from lift independent drag, the zero-lift/parasite drag and lift dependent drag, induced drag and parasite drag due to change in angle of attack [24]. Total drag shown as Eq. (7).

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{e\pi AR} \quad (7)$$

#### 3.4.1 Zero-lift/parasite drag

This drag component was affected by viscosity. The main components are skin friction drag, pressure drag and interference drag [1]. Component buildup method was employed to calculate the parasite drag as Eq. (8) [25].





$$C_{D_0} = 1.1 \left( \frac{\sum_{i=1}^n C_{f_i} FF_i Q_i S_{wet_i}}{S_{ref_i}} + C_{D_{MR}} \right) \quad (8)$$

A number 1.1 is to account leakage and protuberance drag. This type of drag is difficult to predict. First term of the right hand side in the bracket is the summation of drag due to wing, winglets external store and fuselage.  $C_f$  represents skin friction coefficient from flat plate which depend on Reynolds number and skin roughness. Friction coefficient for laminar and turbulent flow [26] are expressed as:

$$C_{f_{tr}} = \frac{0.074}{Re^{0.2}}, \quad Re < 10^6 \quad (9)$$

According to the tractor propeller, the velocity increase, thus Reynolds number. To account this drag increment the followings equations are presented [27]:

$$\Delta V = \left( \frac{2}{\eta_{prop}} - 2 \right) V_{\infty} \quad (10)$$

Form factor, FF presents the drag correction due to pressure drag and airfoil/fuselage thickness. Both wing and fuselage, there are several existing models such as [26, 28]. The comparison of these models were presented in [29]. In this work, form factor model of wing Raymer [25] and fuselage from Hoerner [26] were utilized.

$$FF_{wing, winglet} = \left[ 1 + \frac{0.6}{(x/c)} \left( \frac{t}{c} \right) + 100 \left( \frac{t}{c} \right)^4 \right] \cdot \left[ 1.34 M^{0.18} (\cos \Lambda_m)^{0.28} \right] \quad (11)$$

$$FF_{fuselage, store} = 1 + 1.5 \left( \frac{d^*}{l^*} \right)^{\frac{3}{2}} + 7 \left( \frac{d^*}{l^*} \right)^3 \quad (12)$$

$$\frac{l^*}{d_{eq}^*} = 2 \left( \frac{l^*}{b^* + h^*} \right) \quad (13)$$

Interference factor,  $Q$  is used to account aerodynamic interference between components. These value can be seen in Table. 3.

Table. 3 Interference factor

Parameter name	Value
$Q_{wing}$	1
$Q_{fuselage}$	1.2
$Q_{winglet}$	1.04

Stopped rotor drag was calculated from the same method that used to determine the drag over feathered propeller [26] as Eq. 14. Drag coefficient of feathered propeller (2 blades) is approximately 0.1.

$$C_{D_{prop}} = \frac{C_{D_{prop}} (NDC_{0.7R})}{S_{ref}} \quad (14)$$

Motor shape is assumed to be circular cylinder and predicted by Eq. (15). Drag coefficient is 1.2 and reference area of motor is the length multiplied by diameter.

$$C_{D_{motor}} = \frac{C_{D_{motor}} (l_{motor} D_{motor})}{S_{ref}} \quad (15)$$

### 3.4.2 Induced drag

Assume the non-elliptical lift distribution and parasite drag due to change in angle of attack are accounted by Oswald's span efficiency factor which is model of swept wing from [25].

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (16)$$

$$e = 4.61 (1 - 0.045 AR^{0.68}) (\cos \Lambda_{LE})^{0.15} - 3.1 \quad (17)$$

Note that, if angle of attack increase, the drag may increase than expectation. Because of increasing in multirotor-propeller induced drag. However, this effect can be neglected if the wings were installed at the proper incident angle and propeller attached parallel to the longitudinal axis of fuselage.

### 3.4.3 Wetted area

Wetted area is the area that is exposed to the flow. For wing, winglet and fuselage are approximated as follows [25]:

$$S_{wet, wing} \approx 2 \left( 1 + 0.2 \frac{t}{c} \right) S_{ref} \quad (18)$$

$$S_{wet, fuselage} \approx \frac{3.4 (S_{f, top} + S_{f, side})}{2} \quad (19)$$

Table. 4 Wing and winglet parameters

Parameter name	Wing	Winglet
Leading edge swept, degree	$\Lambda_m$	20 35
Max. thickness to chord ratio	$t/c$	0.12 0.09
Max. thickness position to chord	$x/c$	0.25 0.3
Root chord, m	$c_r$	0.5 0.25
Taper ratio	$\lambda$	0.5 0.5
Aspect ratio	$AR$	5 1

Noted that the wing parameters estimate from typical reflex airfoil and wingtip from NACA0009, Aspect ratio, taper ratio and sweep angle were selected from previous references aircraft: ITU Tailless [6] and TURAC [8].

Table. 5 Fuselage and external store parameters

Parameter name	Fuselage	Store
Length, m	$l^*$	0.6 0.3
Width, m	$b^*$	0.3 0.25
Height, m	$h^*$	0.15 0.10

Noted that the external store dimension is estimated from AED cover case.

Table. 6 Multirotor parameters

Parameter name	Value
Number of rotor	$N$ 6
Propeller diameter	$D_{prop}$ 15 in
Chord at 0.7R	$C_{0.7R}$ 0.038 m
Motor + Prop weight	$W_{motor}$ 0.1 kg/unit
ESC weight	$W_{esc}$ 0.03 kg/unit
Motor length	$l_{motor}$ 0.028 m
Motor diameter	$D_{motor}$ 0.042 m

Noted that reference motor is Tiger motor MN3510, 700 KV.

### 3.5 Power required and energy consumption

Power required for this UAV is divided into fixed wing and multirotor power required.

#### 3.5.1 Fixed wing power required

According to the mission profile, the fixed wing flight mode consists of cruise to target (C2T), loiter, cruise back to base (C2B). After total drag coefficient was estimated, estimated drag polar was plotted. Minimum power required and minimum thrust required velocity are expressed as [24].

Minimum drag velocity:

$$V_{D_{min}} = \sqrt{\left( \frac{W_{TO}}{S_{ref}} \cdot \frac{2}{\rho_{150}} \cdot \frac{1}{\sqrt{C_{D0}} \cdot \pi \cdot e \cdot AR} \right)} \quad (20)$$

Minimum power required velocity:

$$V_{P_{min}} = \sqrt{\left( \frac{W_{TO}}{S_{ref}} \cdot \frac{2}{\rho_{150}} \cdot \frac{1}{\sqrt{3 \cdot C_{D0}} \cdot \pi \cdot e \cdot AR} \right)} \quad (21)$$

#### 3.5.2 Multirotor power required

The power required of rotorcraft was derived based on momentum theory on rotor disk [30]. The takeoff thrust required and power required of each propeller are expressed [31]:

$$T_{TO} = \frac{\left( W_{TO} + \frac{1}{2} \rho_{SL} V_{TO}^2 S_{ref} C_{D0_{axial}} \right)}{\eta_{coaxial} N} \quad (22)$$

$$P_{TO} = \frac{T_{TO} V_{TO}}{2FM} \left[ 2 + \sqrt{1 + \left( \frac{2T_{TO}}{\rho_{SL} A_{prop} V_{TO}^2} \right)} \right] \quad (23)$$

$C_{D0_{axial}}$  is drag coefficient in axial climb, assume to be flat plate,  $1.9 (10^4 < Re < 10^5)$  [26].  $N$  is number of rotor,  $\eta_{coaxial}$  is coaxial thrust efficiency,  $FM$  is figure of merit and  $A_{prop}$  is propeller disk area.

Hover power required for each rotor and hover induced velocity are expressed as:

$$P_H = \frac{\left( \frac{W_{TO}}{\eta_{coaxial} N} \right)^{\frac{3}{2}}}{FM \cdot \sqrt{2 \cdot \rho_{SL} \cdot A_{prop}}} \quad (24)$$

$$V_H = \sqrt{\frac{(W_{TO} / \eta_{coaxial} N)}{2 \rho_{SL} A_{prop}}} \quad (25)$$

In axial descend case, axial climb model (Eq. (27)) is not valid anymore since the rotor disk works in the vortex ring state (VRS) that exist for the case of descent velocity is less than 2 times of hover induced velocity ( $V_{LD} \leq 2V_H$ ). Consequently, the descent induced velocity was estimated as a quadratic curve from experimental data. Landing power required are expressed as:

$$V_i = V_H \left( 1.2 - 1.125x - 1.372x^2 - 1.718x^3 \right), \quad x = -\frac{V_{LD}}{V_H} \quad (26)$$

$$T_{LD} = \frac{\left( W_{TO} - \frac{1}{2} \rho_{SL} V_{TO}^2 S_{ref} C_{D0_{axial}} \right)}{\eta_{coaxial} N} \quad (27)$$

$$P_{LD} = \left( \frac{T_{LD}}{FM} \right) (V_i - V_{LD}) \quad (28)$$

#### 3.5.3 Energy consumption

After power required was established, it was converted to electric energy required (Wh) by taking subsystem efficiency into account which was discussed in section 3.6 Subsystem efficiency.

The energy consumption of subsystem devices such as camera, radio, controller board are neglected.

Cruise:

$$C_{C2T} = \frac{S_{range} P}{V_{cruise} \eta_{tot,FW} 3600} \quad (29)$$

Loiter:

$$C_{Loiter} = \frac{t_{loiter} P_{loiter}}{\eta_{tot,FW} 3600} \quad (30)$$

Climb:

$$C_{Climb} = \frac{\eta_{prop} t_{climb} P_{climb}}{\eta_{tot,FW} 3600} \quad (31)$$

Noted that the climb power would be selected from design space, power loading, in section 4. Preliminary design.  $\eta_{tot}$  represents the total efficiency consist of ESC, motor and propeller efficiency.

Multirotor:

$$C_{MR} = \frac{t_{MR} P_{MR} FM}{\eta_{tot,MR} 3600} \quad (32)$$



For Multirotor flight modes, the same equations were used to calculate energy required depend on time and power. The propeller efficiency is changed to figure of merit, FM.

The total energy required is expressed as Eq. (33). According to the safety concern, total energy required is divided by factor 0.7 to account the unpredicted voltage drop during discharging and cut-off voltage at low capacity. The validity of this value will be discussed later.

$$C_b = \frac{C_{tot}}{14.8} \quad (33)$$

The result from Eq. (33) was passed onto Eq. (3) to do pre-estimation of battery weight before using power constant method [23] to recalculate range and endurance again. Moreover, the result from Eq. (33) was divided by nominal voltage (3.7 V per cell of LiPo battery) to obtain battery capacity. This is called constant voltage method.

### 3.6 Subsystem efficiency

In the conceptual design process, the efficiencies need to be estimated from existing literatures and manufacturer in order to reduce erroneous results. The propulsion components consist of propeller, coaxial rotor, motor, electronic speed control (ESC). The total efficiency of fixed wing and multirotor propulsion shown in Fig. 7 and are expressed as:

$$\eta_{tot,FW} = \eta_{esc} \eta_{motor} \eta_{prop} \quad (34)$$

$$\eta_{tot,MR} = \eta_{esc} \eta_{motor} FM \quad (35)$$

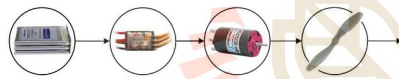


Fig. 7 Conversion of battery power to available propulsive power [32]

#### 3.6.1 Propeller

Fixed wing and multirotor propeller have different shape. Blade width and blade angle or propeller pitch were optimized to match the operating condition.

Literature [33-35] investigated the fixed wing propeller with the diameter ranging from 10 – 13 inch and pitch 4.7 – 8 inch. Maximum efficiency was varied between 0.6 – 0.75 depend size, pitch and airfoil used.

Efficient rotor such as large scale aircraft typically has a FM between 0.7 – 0.8 [30]. Small-scale propeller can be found in [36]. Propeller size ranging from 2.25 – 5 inch shown relatively poor performance with the efficiency between 0.38 – 0.61. The larger diameter has more efficiency. Additionally, lower pitch at the same size has more efficiency. However, these size are too small for this aircraft. The larger diameter (more than 10 inch) test could not found. It is expected that the maximum efficiency would be more than 0.6.

#### 3.6.2 Coaxial rotor

The disadvantage of coaxial rotor is thrust loss due to aerodynamic interference between rotors, thus

rotor spacing and key parameters which contribute to coaxial rotor thrust efficiency must be reviewed. The different rotor spacing was tested with 200 mm of diameter [37]. The results shown that rotor spacing between 60 mm to 80 mm was achieved better performance and reached a constant value if the higher space was used. This result is consistent with [38] that the coaxial thrust was less than the sum of two isolated rotors. Literature [37] found that thrust loss was about 10%. However, [38] reported that 20%, rotor space was not found but can be estimated from motor length data that is in range of 52 to 60 mm. Within this range, the rotor might be reduced.

#### 3.6.3 Motor

Traditional motor (brush DC) has widely used to predict motor performance. However, the result from testing [39] shown that this model did not accurately capture brushless motor (BLDC). If motor parameters are correct, the level of accuracy can be improved. The highest measured efficiency is 0.78 from 7 different bands. However, the result cannot be concluded that every bands have low motor efficiency. According to manufacturer data [40], motor efficiency varied from 0.8 to 0.95 depend on technology used, specification and operating condition such as propeller size, voltage supply and RPM.

#### 3.6.4 Electronic speed control (ESC)

ESC efficiency was affected by resistive losses in electronic and FETs as well as loss due to duty cycle [32]. At normal operating condition as cruise which often set the throttle level (duty cycle) around 40% to 60%, within this range the efficiency is drop from nearly 1 at 100% duty cycle to 0.85 to 0.9 [32]. This result is consistent with [41], at the input voltage 14.8V ESC efficiency ranging from 0.8 to 0.9.

Subsystem efficiency for normal operating condition was shown in Table. 7.

Table. 7 Subsystem efficiency

Efficiency		Value
FW propeller	$\eta_{prop}$	0.70
Motor	$\eta_{motor}$	0.8
ESC	$\eta_{esc}$	0.9
MR propeller	$FM$	0.65
Coaxial rotor	$\eta_{coaxial}$	0.9
<b>FW total</b>	$\eta_{tot,FW}$	<b>0.50</b>
<b>MR total</b>	$\eta_{tot,MR}$	<b>0.47</b>

### 4. Preliminary sizing

In order to match the requirements and obtain design space, power loading (W/P) versus wing loading (W/S) diagram was established. 5 cases from fixed wing flight consist of stall, cruise back, climb rate, climb gradient were analyzed. The others would

not be considered since those are not significant cases according to mission requirements.

Stall speed sizing:

$$\left(\frac{W}{S}\right) = \frac{1}{2} C_{L_{\max}} \rho_{150} V_s^2 \quad (36)$$

Cruise back (maximum range) sizing:

$$\left(\frac{W}{S}\right) = \frac{1}{2} \rho_{150} V_{C2B}^2 \sqrt{\pi e A R C_{D_0}} \quad (37)$$

Rate of climb sizing:

$$\left(\frac{W}{P}\right) = \frac{\eta_{prop}}{ROC + \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho_{150}} \frac{\sqrt{C_{D_0}}}{1.808(eAR)^{1/2}}}} \quad (38)$$

Climb gradient sizing:

$$\left(\frac{W}{P}\right) = \frac{\eta_{prop}}{\left(\frac{ROC}{V_{cruiseback}} + \frac{2C_{D_0}}{C_{L_{\max}}}\right) \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho_{150}} \frac{1}{C_{L_{\max}}}}} \quad (39)$$

The lowest wing loading and corresponding power loading (intersection of these 2 lines) will be selected to maintain the mission requirements.

## 5. Result and discussion

### 5.1 Zero lift drag

Aerodynamic optimization is the future work, therefore the assumption is wing, winglet and fuselage are appropriate dimension which are constant except the wing area. The zero lift drag was shown in Table.8

To maintain the mission requirements, drag coefficient from turbulent skin friction coefficient model was used to calculate energy consumption. Even this might lead to overestimation but at least, the mission is complete.

Table. 8 Zero lift drag of each model

Fixed wing	Multirotor	Total
0.025	0.021	0.051*

\*Noted that sum of FW and MR drag coefficient is multiplied by factor 1.1 as Eq. (8).

The largest source of drag was obtained from wing, 30% of total drag (Fig. 8). Motor and propeller drag are in the same level, 23-24%. Fixed wing zero lift drag is 0.025 and multirotor drag is 0.021 as Table. 8. 54.4% of zero lift drag was obtained from fixed wing and 45.6% of multirotor drag (Fig. 9). The extra drag from multirotor system dramatically affects the fixed wing performance cause much energy is consumed. However, if the rotors aligned with air flow the total would decrease. Accuracy of multirotor drag was not discussed here. However, the result indicated that it could not be neglected and would be validated in the future work.

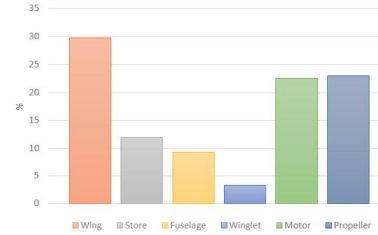


Fig. 8 Drag fraction of each component



Fig. 9 Drag fraction of between fixed wing and multirotor

### 5.2 Design space and initial sizing

The design space is shaded area (red) as figure 10. Before investigating in deep about the multirotor performance, selected wing loading (W/S) and power loading (W/P) are 88.2 N/m<sup>2</sup> and 0.11 respectively. The initial and new weights were shown in Table. 9. The empty weight from Eq. (1) is 34.20 N which seems higher than the reference aircraft [6]. This affect the multirotor energy consumption. The erroneous result occurs due to lack of database to derive the empirical equation. Additionally, the material played a critical role to structural weight. Therefore, the new empty weight (exclude multirotor motors) is set to 3 kg (29.43 N).

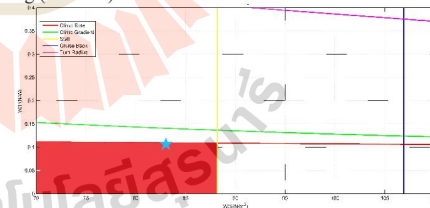


Fig. 10 Design space

Table. 9 General parameters

Parameter name		Value
Reference area	$S$	0.8 m <sup>2</sup>
Power loading	$W/P$	0.11 N/W
Wing loading	$W/S$	83.36 N/m <sup>2</sup>
Empty weight	$W_e + W_{MR}$	35.5 N
Battery weight	$W_b$	16.48 N
Takeoff weight	$W_{TO}$	66.69 N
Battery capacity	$C_b$	15000 mAh

Battery capacity estimated by constant voltage method is about 15,000 mAh. Commercial off the shelf (COTS) battery have various capacity sizes. In order to use the power constant method [23] to verify the battery capacity obtained from Eq. (33), 3 packs of 5,000 mAh 4S battery were used and its characteristic appear in [23]. The effective capacity was set to 4,000 mAh to avoid voltage drop region.

Figs. 10– 11, maximum takeoff weight is 66.69 N (6.80 kg), The minimum drag speed is 13.1 m/s. Minimum power required speed is 10 m/s which is lower than the stall speed, thus 16 m/s is used both loiter and cruise back mode (approximately  $1.2V_s$ ).

Lift to drag ratio of hybrid UAV is relatively low (Fig. 12) due to extra drag from multirotor system. This drag affects the energy consumption during fixed wing mission.

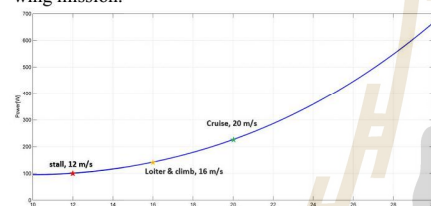


Fig. 10 Power required and airspeed

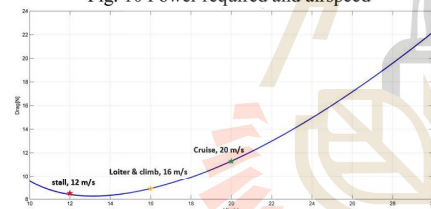


Fig. 11 Thrust required and airspeed

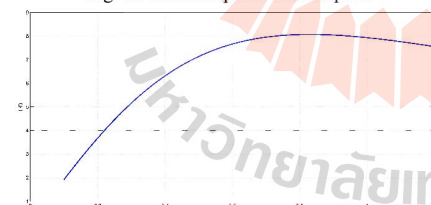


Fig. 12 Lift coefficient and lift to drag ratio

### 5.3 Power constant method result

According to Fig. 13, total energy required (Eq. (33)) divided by factor 0.7 seems well. Since the estimated battery weight and capacity by constant voltage method is able to achieve the mission which used the power constant method. The reasons lead to obtain erroneous result consists of underestimated drag, lower-than expected effective capacity, decrease in propeller, rotor, ESC and motor efficiency. Strong headwind could reduce the flight time in case of maintain ground speed.

The different number means different flight mode. The procedure starts from (1) takeoff, (2) transit (3) climb, (4) cruise, (5) loiter 2.5 mins., (6) transit+hover 1 mins., (7) land, (8) cruise back. The average current drain shown in Table. 10.

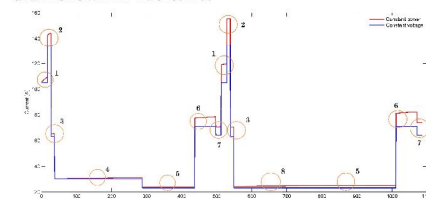


Fig. 13 Current drain during mission

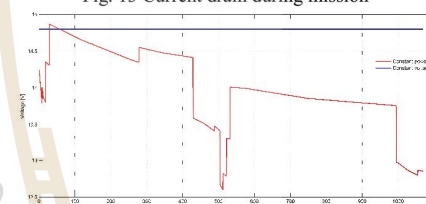


Fig. 14 Voltage drop due to current drain

The difference between constant voltage method and constant power method voltage is clear at high discharged capacity (cruise back to base region) and high current drain. During high power required, thus high current drain. The critical voltage drop region is transition to fixed wing. Minimum voltage drop region is loiter and cruise back.

In the vicinity of landing, voltage dropped lower than 13 V which was close to the critical or cutoff voltage which must be avoided. To address this problem, battery capacity should be added. However, propeller size must match the thrust required especially takeoff in order to achieve the desired vertical takeoff velocity.

Table. 10 Estimated current drain of each flight mode

Parameter name	Current (A)	
	B2T	T2B
Takeoff	105	112
Transition	144	155
Climb	65	70
Cruise	30	25
Loiter	23	25
Hover	78	82
Land	72	75

The largest energy consumption fraction is cruise and cruise back (Fig. 15). Although the cruise back power is low but it takes longer time to reach the destination. In addition, cruise back region has lower voltage, thus increase current drain. Hover and loiter energy consumption is close to each other even the hover time is 2 minutes, it consumes much current. Transition energy consumption can be reduced if the transition time is lower than present (10 second). In case of the UAV cruise back at the same speed of cruise to target (20 m/s), the energy consumption



would increase because in the cruise back region, battery voltage dropped lower than the early time of flight. Therefore, the higher power required higher current drained. For this case, the UAV might not reach the base.

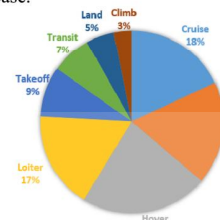


Fig. 15 Energy consumption fraction

The largest power fraction is transition (Fig. 16) because of using fixed wing and multirotor propulsion at the same time. Cruise, cruise back and loiter require electric power 8% and 4% respectively. However, these flight modes use large amount of energy due to the discharged current time.

The multirotor power required of each flight mode were shown in Tables. 11-12. These value will be used as a base to select the motor and rotor size. During takeoff with 3 m/s, power required is higher than hover, thus higher current drain. The effect of vertical takeoff velocity to thrust and power required were discussed in the next section.

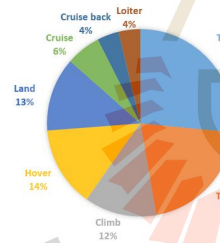


Fig. 16 Electric power required fraction

Table. 11 Power required of multirotor per motor

Parameter name	Value (W)
Hover	175
Takeoff	259
Landing	160

Table. 12 Power thrust and weight ratio

$\frac{P_{TO}}{P_H}$	$\frac{P_{LD}}{P_H}$	$\frac{T_{TO}}{W_{TO}}$	$\frac{W_b}{W_{TO}}$	$\frac{W_e}{W_{TO}}$	$\frac{W_{pl}}{W_{TO}}$
1.48	0.90	1.12	0.25	0.53	0.22

#### 5.4 Effect of takeoff velocity

In order to investigate this effect, takeoff velocity was varied from 0.5 to 6 m/s to reach the altitude of 50 m. However, the result shown that the takeoff velocity below 2.5 m/s could not be used because it takes too

long time before reaching altitude of 50 m. Therefore, the expected battery capacity was not adequate.

Fig. 17 indicated that higher takeoff velocity, higher thrust and power required. Takeoff weight and drag due to vertical climb affected the thrust and power required. At takeoff velocity of 4.5 m/s, aircraft in multirotor mode requires power 2 times of hover.

Figure of merit of rotor and rotor diameter play a critical role to predict power required. Larger propeller could reduce power required if the same motor weight was used and motor efficiency did not change too much. However, in practice, larger rotor requires more torque, current drain increase to produce more torque which reduce motor efficiency and increase motor case temperature. Then a bigger motor is used instead. Bigger motor, heavier motor weight. If the better motor technology is available and it could be afforded. Lighter motor weight is a good choice to use to reduce the takeoff weight.

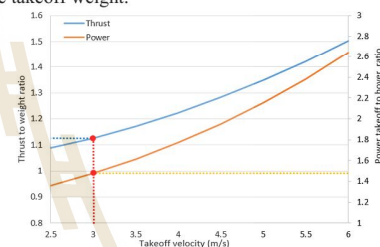


Fig. 17 The effect of takeoff velocity to thrust and power required

In order to investigate each motor power, the multirotor propulsive efficiency was used (Table. 7) to calculate electric power required. Fig. 18 shown the takeoff power and peak current. Battery characteristic was adopted to predict peak current because the higher electric power required, motors consume more current which affected the battery voltage. Higher current drain exists to maintain the power required. The high-C rate battery can be used to reduce this effect. Better propulsive efficiency can reduce the peak current.

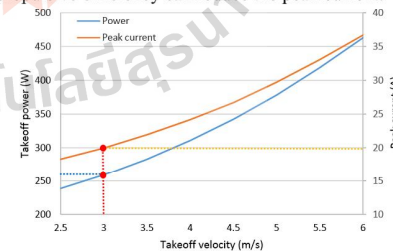


Fig. 18 The effect of takeoff velocity to electric power required and current of each motor

Since the energy consumption depend on both power required and flight time, the energy required (Wh) and discharged current (mAh) were considered as Fig. 19. Takeoff velocity from 2.5-4.5 m/s indicated lower energy required thus lower discharged current.

However, faster than 4.5 m/s, energy required increase because this state of discharge current beyond the working condition of the battery. This working condition could damage the battery.

If motor efficiency as the function of current (torque) and motor limit power were taken into account, the takeoff velocity interval that shown lower energy required would be narrower. However, during the conceptual design state these details are unknown.

Designer might use the thrust to weight ratio at desired takeoff velocity to select the rotor and motor from manufacturer or available data.

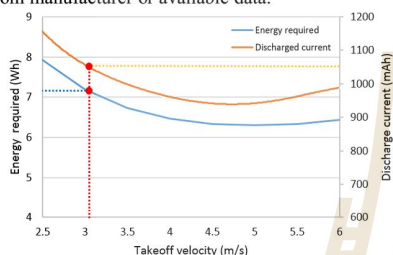


Fig. 19 The effect of takeoff velocity to electric energy required and discharge current

#### 5.4 Energy management

Fixed wing loiter and hover time in the actual situation may differ from the expected flight time (5 minutes for loiter and 2 minutes for hover). Fig. 20 shown the relationship between these two flight mode. The maximum loiter time is 14.5 minutes and maximum hover time is 3.5 minutes. At hover 2 minutes, the loiter time is more than 5 minutes because battery capacity is a little higher than requirement.

This graph can be used as a based during operation. According to safety concern, the maximum discharged capacity before returning to base is 7,500 mAh (usable capacity is 12,000 mAh). In case of without payload during cruise back, higher discharged capacity is acceptable but it is not recommended.

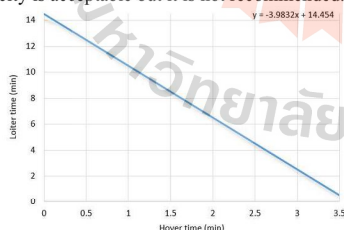


Fig. 20 The relationship between hover and loiter time for standard mission

#### 6. Conclusion and recommendation

This study presented the conceptual design of hybrid fixed wing VTOL UAV. Fixed wing thrust and multirotor thrust were separated to reduce the risk of tilting rotor system failure. Flying wing with coaxial rotor propulsion is the intended platform. The result

shown that multirotor system drag has a large fraction of total drag. The stopped rotors orientation should be minimum drag. However, the deep analysis in this extra drag must be performed by CFD, wind tunnel or flight test. If the lower drag were occurred, operating range might increase or reduce the battery weight. The thrust loss of coaxial rotor need to be investigated more details to improve multirotor performance.

The power constant method was utilized to estimate the battery capacity. The result indicated that the voltage constant method tended to underestimate. However, the propulsive efficiency and battery characteristic must be known. Available program for motor selection and matching such as eCalc and motoCalc could be used to help the designer to reach these data.

The increasing takeoff velocity is possible to reduce the energy consumption if the proper motor and rotor were used. The extra weight of multirotor system could be reduced if the high technology motor were used. Motor characteristic must be taken into account.

Energy consumption must be managed properly especially loiter, hover and return to base flight mode.

The next step is select the appropriate airfoil and wing geometry as well as stability analysis. Propulsive efficiency both fixed wing and multirotor and aerodynamic parameters must be investigated to obtain a better range and endurance estimation. The optimization of fixed wing and multirotor system is very much need. Build the prototype to verify the prediction and search for the hidden problems.

#### 7. References

- [1] H.C.M. Veerman B.Sc. (2012). Preliminary Multi-Mission UAS Design. M.S. thesis, Delft University of Technology, Netherland.
- [2] Spyridon G. Kontogiannis, John A. Ekaterinaris (2013). Design, performance evaluation and optimization of a UAV, *Aerospace Science and Technology*, vol.29, April 2013, pp. 339–350.
- [3] AeroVironment, *UAS: RQ-11B Raven*, URL: [https://www.avinc.com/uas/small\\_uas/raven](https://www.avinc.com/uas/small_uas/raven), accessed on 20/08/2016.
- [4] RAFAEL Advanced Defense System, *SKYLITE-B*, URL: <http://www.rafael.co.il/Marketing/334-919-en/Marketing.aspx>, accessed on 20/08/2016.
- [5] AVIA.PRO, *ZALA 421-04M*, URL: <http://en.avia.pro/blog/zala-aero-zala-421-04m>, accessed on 20/08/2016.
- [6] Hakkı Karakas, Emre Koyuncu, Gokhan Inalhan (2012). ITU Tailless UAV Design, *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, vol. 69, July 2012, pp. 131–146.
- [7] Adnan S. Saeed, Ahmad Bani Younes, Shafiqul Islam, Jorge Dias, Lakmal Seneviratne, Guowei Cai (2015). A Review on the Platform Design, Dynamic Modeling and Control of Hybrid UAVs, paper presented in *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS) 2015*, Colorado, USA



- [8] Ugur Ozdemir, Yucel Orkut Aktas, Karaca Demirbag, Ahmet Erdem (2013). Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System, paper presented in *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS) 2013*, Georgia, USA.
- [9] BirdEyeView Aerobotics, FireFLY6 PRO, URL: <https://www.birdseyeview.aero/products/firefly6>, accessed on 20/08/2016.
- [10] Amazon, Amazon Prime Air, URL: <https://www.amazon.com>, accessed on 20/08/2016.
- [11] Canberra UAV Open Source Civilian UAV Development, Canberra UAV, URL: <http://canberra-uav.org.au/>, accessed on 20/08/2016.
- [12] KU Leuven, Belgium, Students Build drone for Transporting Packages, URL: <http://www.kuleuven.be/>, accessed on 20/08/2016
- [13] [7] M. Aksugur and G. Inalhan (2010). Design methodology of a hybrid propulsion driven electric powered miniature tailsitter unmanned aerial vehicle, *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, vol. 57, September 2009, pp. 505–529.
- [14] Delft University of Technology, Netherland, Ambulance Drone, URL: <http://www.io.tudelft.nl>, accessed on 20/08/2016.
- [15] New Atlas, Drones take medical samples to the sky in Madagascar, URL: <http://newatlas.com/drones-samples-madagascar/44799/>, accessed on 20/08/2016.
- [16] National Institute for Emergency Medicine (2014). *Annual report 2014*.
- [17] Erdal TORUN (2000). UAV Requirements and Design Consideration, Technical & Project management Department, Turkish Land Forces Command, 06100, Yucetepe, Ankara/TURKEY
- [18] Roskam, J. (1997). Airplane Design. Part 1. Preliminary Sizing of Airplanes. Design, Analysis and Research Corporation ARcorporation.
- [19] Austin, R. Unmanned Aircraft Systems, Aerospace Series, John Wiley&Sons, Ltd., Publication, Chichester, 2010.
- [20] Analiza Abdilla, Arthur Richards, Stephen Burrow (2015). Power and Endurance Modelling of Battery-Powered Rotorcraft, paper presented in 2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), Hamburg, Germany.
- [21] Tan Chang, Hu Yu. (2014). Improving Electric Powered UAVs' Endurance by Incorporating Battery Dumping Concept, *Procedia Engineering*, vol.99, 2015, pp. 168 – 179.
- [22] Ohad Gur, Aviv Rosen (2009). Optimizing Electric Propulsion Systems for Unmanned Aerial Vehicles, *Journal of Aircraft*, Vol. 46, no. 4, July–August 2009, pp. 1340-1353.
- [23] Lance W. Traub (2016). Calculation of Constant Power Lithium Battery Discharge Curves, *Batteries*, Vol. 2, no. 2, July 2016.
- [24] John D. Anderson (1998). Aircraft Performance and Design, McGraw-Hill Education.
- [25] Raymer. (2006). Aircraft Design: A Conceptual Approach, Fourth Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- [26] Hoerner, S. F. (1965). Fluid Dynamic Drag, Hoerner Fluid Dynamics, Bakersfield, CA.
- [27] Dennis Trips. (2010). Aerodynamic Design and Optimization of a Long Range Mini UAV, M.S. thesis, Delft University of Technology, Netherland.
- [28] Shevell, R. S. (1989). Fundamentals of Flight. Prentice–Hall, Upper Saddle River, NJ.
- [29] Ohad Gur, William H. Mason, and Joseph A. Schetz. (2010). Full-Configuration Drag Estimation, *Journal of Aircraft*, Vol.47, no. 4, July–August 2010, pp. 1356-1367.
- [30] Gordon J. Leishman (2006). Principles of Helicopter Aerodynamics, 2nd Edition, Cambridge University Press.
- [31] Bo Wang, Zhongxi Hou, Zhaowei Liu, Qingyang Chen, Xiongfen Zhu (2016). Preliminary Design of a Small Unmanned Battery Powered Tailsitter, *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2016, Article ID 3570581.
- [32] David Lundström (2012). Aircraft Design Automation and Subscale Testing, Dissertations, no. 1480, Linköping University, SE-581 83 Linköping, Sweden.
- [33] Matthew H. McCrink, James W. Gregory (2015). Blade Element Momentum Modeling of Low-Re Small UAS Electric Propulsion Systems, paper presented in *33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference 2015*, Texas, USA.
- [34] Silvestre, M.A.R., Morgado, J., Alves, P., Santos, P., Gamboa, P., and Páscoa, J.C. (2015). Propeller Performance Measurements at Low Reynolds Numbers, *International Journal of Mechanics*, Vol.9, 2015.
- [35] John B. Brandt, Michael S. Selig. (2011). Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers, paper presented in *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting 2011*, Orlando, USA.
- [36] Robert W. Deters and Michael S. Selig. (2008). Static Testing of Micro Propellers, paper presented in *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference 2008*, Hawaii, USA.
- [37] Yao Lei, Yue Bai, Zhijun Xu, Qingjia Gao, Changjun Zhao (2012). An experimental investigation on aerodynamic performance of a coaxial rotor system with different rotor spacing and wind speed, *Experimental Thermal and Fluid Science* 44 (2013), October 2012, pp. 779–785.
- [38] Roman Czyba, Grzegorz Szafranski, Marcin Janik, Krzysztof Pampuch and Michal Hecel. (2015). Development of Co-Axial Y6-Rotor UAV-Design, Mathematical Modeling, Rapid Prototyping and Experimental Validation, paper presented in *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS) 2015*, Colorado, USA.
- [39] D. Lundström, K. Amadori, P. Krus. (2010). Validation of Models for Small Scale Electric Propulsion Systems, paper presented in *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 2010*, Orlando, Florida.





[40] T-Motor Safetest Propulsion System, Products,  
URL: <http://www.rctigermotor.com>, accessed on  
20/08/2016.

[41] Joachim Schömann. (2014). Hybrid-Electric  
Propulsion Systems for Small Unmanned Aircraft,  
Ph.D. thesis, Technical University of Munich,  
Germany.





## Implementation of System Identification and Flight Control System for UAV

Watcharapol Saengphet, Suradet Tantrairatn, Chalothorn Thumtae, Jiraphon Srisertpol

School of Mechanical Engineering

Suranaree University of Technology

Nakhon Ratchasima, Thailand

e-mail: w.saengphet@hotmail.com, suradetj@sut.ac.th, chalothorn@sut.ac.th, jiraphon@sut.ac.th

**Abstract**—This paper presents a methodology to implement a flight control system based on PID control design for PX4 autopilot system. The objective of the method is to find out the optimal controller gains on the same control structure of PX4 flight stack software without iterative controller tuning. This is achieved through a two-step procedure which consist of aircraft system identification and PID optimized control design. The first step to implement an autopilot system on an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) relates to characterizing the UAV's dynamics using a mathematical model. To accomplish the accuracy of the particular UAV control, the process of system identification, which is the estimation of the parameters of the equation of motion, is essential. The measurement of inputs and outputs during manual flight is utilized to determine the unknown parameters of SISO mathematical model using a software of comprehensive identification from frequency responses. Subsequently, the model is utilized for an optimization-based tuning of these PID controller gains offline in order to minimize the requirement of numerous in-flight tuning. The controller is implemented on PX4 autopilot system. The results are demonstrated that the tracking control system has excellent dynamic performance in respect of simple design, high precision, and easy implement.

**Keywords**—flight control system; UAV control; system identification

### I. INTRODUCTION

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have been widely used and become very popular application for Traffic monitoring [1] reconnaissance and surveillance [2]. Low-cost commercial flight controllers that already integrated the important sensors for UAV are available such as APM [3] and Pixhawk [4]. Furthermore, there are some open source flight control software, for example, PX4 [5] that use PID controller. PID control technique is a popular method due to its past record of wide availability and simplicity of use.

The heuristic tuning approach can be applied for PI or PID controller. Ziegler-Nichols method is the most popular. Since controller gain can be tuned without aircraft dynamic model. Other method such as Tyreus- Luyben tuning and Astrom-Hagglund tuning methods can be applied [6].

Reference [7] designed UAV flight stabilization system for longitudinal and lateral axis of Cessna 172 model. MATLAB/Simulink and Xplane were utilized to design PID controller and Hardware-In-the-Loop (HIL) simulation.

However, without a model, controller gain tuning requires an iterative process. Therefore, the flight should be conducted by an experienced pilot in order to avoid the chance of pilot error and to reduce the number of iterations. Therefore, controller tuning technique, which relies on dynamic model, is interesting if the system identification process in order to obtain dynamic model is not too complicated.

MATLAB offers the Control System Designer [8]. Simulink linearized the control block around the trimmed point or initial condition. Local and global optimization method are based on a gradient descent and pattern search such as Genetic Algorithm (GA), respectively.

Control System Designer tool is utilized [9] to optimized the lead compensator for altitude acquire and hold. The hybrid approach was employed, which to find feasible solution with any global method and then to get optimum solution with local method in order to meet the best approach to find optimum solution for such multimodal functions.

An UAV's dynamic model can be determined from flight data, after which the dynamic model can be used to develop and validate autopilot control systems. Thus system identification is a tool for modeling, and developing controllers for aircraft dynamics. System identification provides a base for reliable and robust UAV control systems resulting in higher success rates and safety [10].

Many system ID methods have seen successfully applied to small low-cost UAV [10]. Tischler developed the software package Comprehensive Identification from Frequency Responses (CIFER) [11]. This software has been applied to helicopter UAVs [12]. Although CIFER is mainly used for helicopter, many literatures have shown that the software can also be applied for the fixed-wing UAV [13]-[14].

This paper presents identification results of the Tailless UAV, deriving two linear SISO models, one for the longitudinal dynamics using the elevator command as input and the pitch angular rate as output, and the other for lateral dynamics using the aileron command as input and the roll angular rate as output. In section II a short description of the Tailless UAV, the hardware and software used in the experiments is given. System ID method using the frequency domain identification approach for this research is presented in Section III. Optimization controller gained by MATLAB/Simulink is explained in Section IV. Results of the ID both pitch and roll response are presented in

section V. Optimization result and flight test results are compared and discussed in Section VI.

## II. GENERAL UAV MODEL AND FLIGHT CONTROL

### A. General UAV Model

UAV model is a tailless or flying wing aircraft. Since there is an unconventional platform, elevons are used to control the attitude for both pitch and roll maneuver. Elevons receives a mixed signal between elevator and aileron command from flight control system. The default of attitude controller gains does not provide suitable value for this platform. Therefore, it must be tuned before performing the automatic flight mode such as stabilizing and loitering. Table I shows the important parameters of the UAV.

### B. Hardware

The Pixhawk board which contains an advanced 32-bit ARM Cortex® M4 Processor running NuttX real-time operating system (RTOS) was selected as an autopilot hardware for validation. There are 14 PWM servo outputs and a number of communication interfaces, such as serial ports, I2C and SPI. Furthermore, the Pixhawk is integrated with compass, accelerometer and gyroscope, GPS, etc. [4]. The onboard sensors of the Pixhawk comprise dual IMU for additional redundancy and accuracy of measurements. The Pixhawk also features an SD card slot for storage of flight data logs. User is able to set the desired sample rate.

TABLE I. TAILLESS UAV PARAMETERS

<b>Span</b>	1.2 m	<b>Sweep angle</b>	30 degree
<b>Chord</b>	0.16 m	<b>Motor</b>	Brushless
<b>Length</b>	0.45 m	<b>Flight time</b>	15 minutes
<b>Control</b>	Elevon	<b>Speed</b>	10-25 m/s
<b>Weight</b>	850 g	<b>Battery</b>	LiPo-3000 mAh
<b>Airfoil</b>	Epler 340	<b>Board</b>	Pixhawk 2.4.8



Figure 1. Tailless UAV model (left) and Pixhawk flight controller (right)

### C. Software

PX4 flight stack [6] is used as autopilot software. The wing flight controller is based on feedback control, Proportional-Integral (PI), and feedforward control (FF) as shown in Fig. 1. PX4 scaled the PI and FF gain about the trimmed airspeed to decrease oscillation when the UAV fly too far from trimmed airspeed. In this research, airspeed scaler is assumed as constant.

Pitch and roll controller share the same structure. Angle error is converted to angular rate set-point by multiplied Time constant ( $T_c$ ). Its value is 0.4 s as default. The angular rate set-point is converted to actuator control signal by

multiplied feedforward gain. This signal is added by PI signal which is converted from the angular rate error. Controller gain PI and FF must be optimized to meet a required control performance in order to satisfy flying quality.

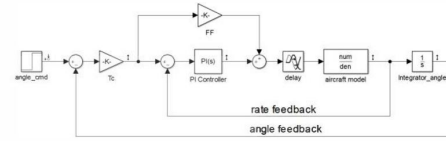


Figure 2. PX4 fixed wing controller block diagram

## III. SYSTEM IDENTIFICATION

Since PX4 fixed wing flight controller is a single input single output system (SISO). Decoupling between longitudinal and lateral dynamic are assumed. Therefore, the attitude controller gains can be tuned separately after obtaining the transfer function model of each axis. Next section explained the system identification method.

In order to obtain the desired frequency spectrum, the elevator and aileron command were programmed into the board based on PX4 flight stack. Automated frequency sweep was generated. The exponentially increasing sweep frequency is used to ensure that more time is spent on the lower frequencies and less time as on the higher frequencies. The values of sweep parameters depend on frequency range of interest as shown in Table II. The following equations were programmed to generate sweep signal.

$$\delta_{sweep} = A \sin[\theta(t)] \quad (1)$$

$$\theta(t) = \int_0^{T_{rec}} \omega(t) dt \quad (2)$$

$$\omega = \omega_{min} + K(\omega_{max} - \omega_{min}) \quad (3)$$

$$K = C_2 [\exp((C_1 t) / T_{rec}) - 1] \quad (4)$$

$$C_1 = 4.0 \text{ and } C_2 = 0.0187 \quad (5)$$

The sweep data were processed using CIFER to generate the frequency response. The frequency response is obtained from FRESPIID tool in CIFER that uses a chirp z-transform. For the longitudinal and lateral dynamic model, input is at control command started from 0 which is trimmed condition and output is pitch or roll rate. Results from FRESPIID are passed onto COMPOSITE to achieve the final frequency response database with excellent resolution and low random error [10]. Coherence more than 0.6 is acceptable [10]. Transfer function model was identified using NAVFIT. The model based on Low Order Equivalent System (LOES). LOES model is the same as classical dynamic modes, except for the inputs which are control command with equivalent

time delays, instead of control surface deflections [15]. Eq. 6 was for both roll and pitch response.

$$\frac{q}{\eta_e} = \frac{(b_1 s + b_0) \cdot e^{-\tau_e s}}{s^2 + a_1 s + a_0} \quad (6)$$

The data was collected by flying the aircraft and measuring responses to elevator and aileron commands and recorded on SD card. Minimum and maximum sweep frequency were selected from typical pilot control input for fixed wing UAV.

TABLE II. COMPUTER-GENERATED SWEEP PARAMETERS

Parameter		Pitch	Roll
Sweep amplitude	$A$	0.2	0.15
Minimum frequency	$\omega_{\min}$	0.4 Hz	0.4 Hz
Maximum frequency	$\omega_{\max}$	6 Hz	6 Hz
Sweep record length	$t_{rec}$	13	13

#### IV. OPTIMIZATION BASED TUNNING

MATLAB offers control system designer application to design or optimize the controller gain to meet the requirement. The gradient descent was selected as the optimization method by the default to minimize the objective function. Although it is a local method, if the result shown reasonable value, it would be applicable. However, if it is not, the global method, genetic algorithm, would be used instead [9]. All tolerance was set to  $10^{-6}$ . Table III and IV shown the requirements and bound of attitude controller gain.

Since gradient descent method is a local optimization, the initial condition is very important. Therefore, the initial guess value, minimum and maximum value in Table IV are obtained from PX4 code, fixed wing attitude controller.

TABLE III. OPTIMIZATION REQUIREMENTS

Constraints	Pitch	Roll
Rise time (s)	1.25	0.3
% Rise	80	80
Settling time (s)	4.25	1.2
% Settling	3	3
% Overshoot	10	10
GM (dB)	> 5	> 5
PM (deg)	> 60	> 60

TABLE IV. CONTROLLER GAIN BOUNDS

Parameter	Initial guess		min	Max
	Pitch	Roll		
P	0.08	0.05	0.005	1
I	0.02	0.01	0.005	0.5
FF	0.5	0.5	0	1

#### V. SYSTEM IDENTIFICATION RESULT

The pitch and roll rate are in deg/s. In the interested frequency range, approximately 3-40 rad/s, coherence both pitch and roll response are greater than 0.6 and close to 1 (ideal). The second order model with time delay is enough to fit the frequency response. The system identification results are shown as Fig. 3 to Fig. 12 which are pitch rate, bode plot, time domain verification, transfer function model, and root locus plot.

##### A. Pitch Response

High frequency amplified the pitch rate magnitude and attenuated it after 20 rad/s. The phase started around -180 degree because the positive signal command produced the negative response such as pitch down or roll left. However, the experimental result shown phase-lag (phase lower than -180 degree). To reduce the cost function in order to improve the model precision, equivalent time delay was used to account for the phase-lag effects caused by unmodeled high-frequency dynamics.

The open loop transfer function of pitch response is shown as Eq. 7. The root locus plot (Fig. 7) indicated that the system is stable. Damping ratio is 0.34 at 20.4 rad/s. However, it is possible to reach the instability. Therefore, this model would be used to tune the controller gain carefully in the attitude controller optimization section.

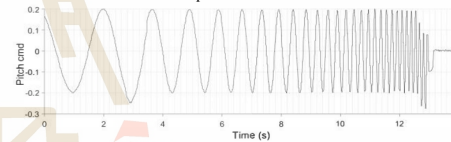


Figure 3. Elevator sweep command

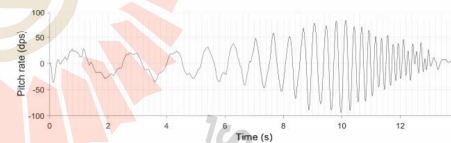


Figure 4. Pitch rate (deg/s)

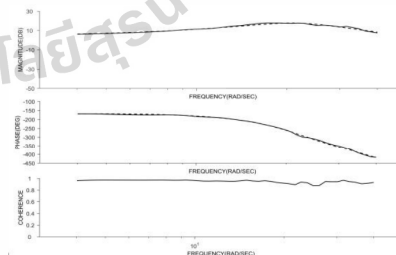


Figure 5. Bode plot for experimental result and pitch transfer function

$$\frac{q}{\eta_e} = \frac{(-106.2s + 677) \cdot e^{-0.0632s}}{s^2 + 13.69s + 416.7} \quad (7)$$

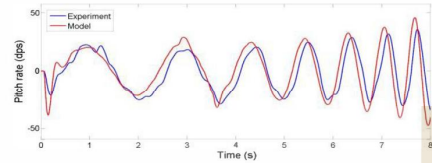


Figure 6. Time domain verification of elevator command to pitch rate

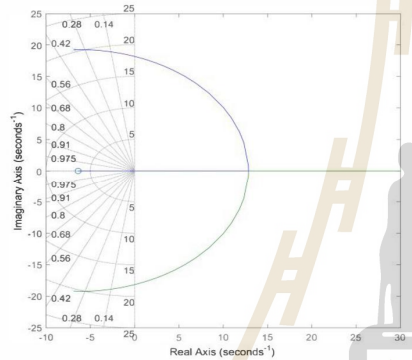


Figure 7. Root locus plot of the open loop pitch rate and pitch command

### B. Roll Response

There is a difference between roll and pitch response. High frequency did not amplify or attenuate the roll rate magnitude. However, the phase-lag of roll response is lower than pitch response in comparison to the same frequency.

The open loop transfer function of roll response is shown as Eq. 8. The root locus plot (Fig. 12) indicated that the system is stable. The characteristic root laid on the real axis. Roll response is more stable than pitch response.

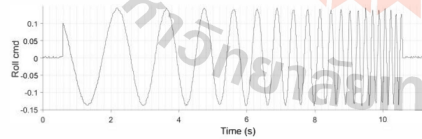


Figure 8. Aileron sweep command

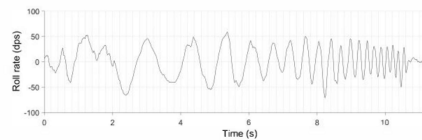


Figure 9. Roll rate (deg/s)

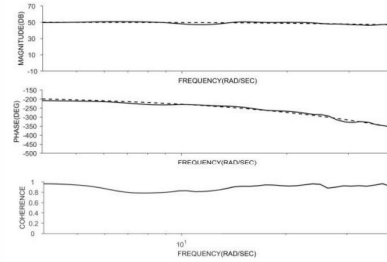


Figure 10. Bode plot for experimental result and roll transfer function

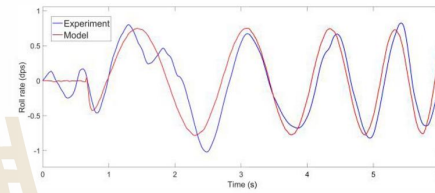


Figure 11. Time domain verification of aileron command to roll rate

$$\frac{q}{\eta_e} = \frac{(302.8s + 18510) \cdot e^{-0.0299s}}{s^2 + 136.5s + 3353} \quad (8)$$

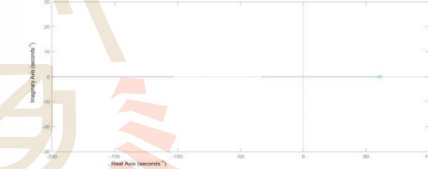


Figure 12. Root locus plot of the open loop roll rate and pitch command

## VI. ATTITUDE CONTROLLER GAIN TUNNING RESULT

### A. Optimization Result

The desired reference signal and constraints implemented in the Simulink Signal Constraint Block (SCB) appear in Fig. 13 to Fig. 16. The white area in these figure shows the feasible region for these problems. No overshoot appeared in pitch response. Small overshoot appeared in roll response within the white area.

Since the gradient descent is a local optimization, the initial guess was set to 3 types as in table V. The RUN 1 value obtained from default. The RUN 2 and RUN 3 decrease and increase the P and I gain by double. The result shown that 3 runs have different value. However, there are not much different, especially for the P gain.

For the requirement of pitch response, the optimization was done successfully. The rise time is 1.25 s. Overshoot occurred which is acceptable. Gain margin is 5.7 dB at 20.7 rad/s. The close loop control is stable. However, if the rise



time was set lower than 1.25 s, the optimization could not reach the gain margin requirement (lower than 5 dB) which leads the pitch stability to be unstable. However, if the rise time was too large, the aircraft could not track the angle set-point especially under the disturbance, gust wind. The selected rise time will be validated during the flight test.

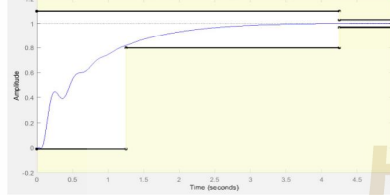


Figure 13. Pitch response and constraints in Simulink SCB

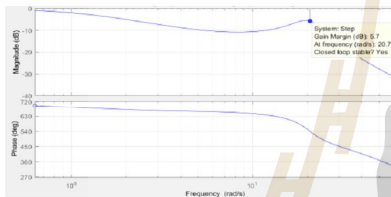


Figure 14. Bode plot of pitch response and constraints in Simulink SCB

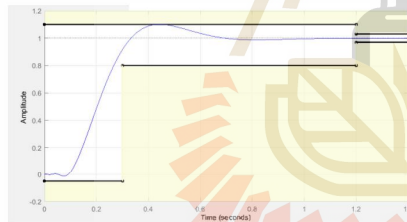


Figure 15. Roll response signal and constraints in Simulink SCB

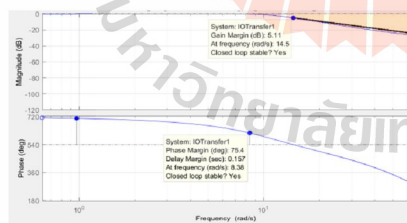


Figure 16. Bode plot of roll response and constraints in Simulink SCB

For the roll response, rise time is 0.3 s. The optimization succeeds in this requirement. However, if rise time was set to 0.2 s, the optimization will not succeed unless the gain margin. Therefore, the stability decreased. Roll angle time response (Fig. 15) indicated that the overshoot is 10%.

However, this value stays within the requirement bound. The bode plot of roll angle response (Fig. 16) shown that gain margin is 5.11 dB at 14.5 rad/s, phase margin is 75.4 degree at 8.38 rad/s.

TABLE V. PITCH CONTROLLER GAIN

Parameter	RUN 1	RUN 2	RUN 3
Guess [P I FF]	[0.08 0.02 0.5]	[0.04 0.01 0.25]	[0.16 0.04 0.5]
Eval-Count	28	28	70
Number of iter	1	1	4
Result [P I FF]	[0.01 0.005 0.361]	[0.01 0.005 0.353]	[0.01 0.01 0.356]

TABLE VI. ROLL CONTROLLER GAIN

Parameter	RUN 1	RUN 2	RUN 3
Guess [P I FF]	[0.05 0.01 0.5]	[0.025 0.005 0.5]	[0.1 0.02 0.5]
Eval-Count	33	33	33
Number of iter	2	2	2
Result [P I FF]	[0.02 0.006 0.40]	[0.02 0.005 0.40]	[0.019 0.015 0.40]

TABLE VII. ATTITUDE CONTROLLER GAIN DURING FLIGHT TEST

Parameter	Pitch	Roll
P	0.01 (0.02)	0.02 (0.02)
I	0.01 (0.02)	0.01 (0.02)
FF	0.36 (0.4)	0.40 (0.42)

Note that in the parentheses are manually tuned gain value.

#### B. Flight Test and Discussion

The optimized controller gains were put into the flight controller board for flight test. The tailless UAV was flown among the average wind speed of 3 m/s and maximum speed of 5.5 m/s.

Fig. 17 shown the pitch response of the default controller gain. The result indicated that the controller gain is not suitable for this UAV as the large pitch oscillation about the set-point occurred. The optimized controller gains as shown in table VII were used instead.

The optimized controller gains that are close to manually tuned controller gains shown satisfactory results. The UAV can track both pitch and roll angle set-point as shown in Fig 18 and Fig. 19. The controller tried to reject disturbance, gust wind. Therefore, the small amplitude and period of oscillation were resulted from gust wind. However, it is acceptable because it has not significantly affect the flying quality and the UAV is controllable.

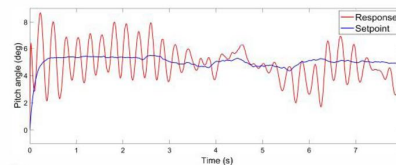


Figure 17. Pitch angle response for the default controller gain

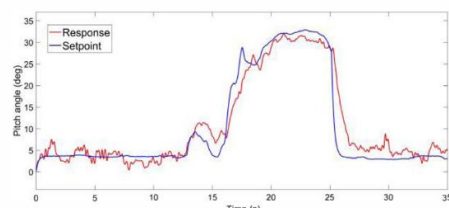


Figure 18. Pitch angle response for the optimized controller gain

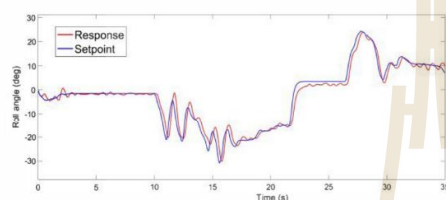


Figure 19. Roll angle response for the optimized controller gain

## VII. CONCLUSION AND FUTURE WORK

This paper presented the controller tuning technique based on using a transfer function obtained from system identification. The PID controller gains are achieved by the optimization on MATLAB control system designer toolbox. The flight results shown excellent result that can track the set-point/command and reject the disturbance along with numerous benefits such as decreasing time consuming during the controller gain tuning and reducing the chance from pilot error due to repetition. Moreover, the frequency response obtained during the system identification process can also be used for the handling quality providing the opportunity for the designer to evaluate the UAV according to design, test, and evaluation procedure and to improve the pilot and flight controller performance and safety. If the proper mathematical model was used, the important parameters could be extracted and would be compared to the design value.

## REFERENCES

- [1] H.C.M. Veerman B.Sc. Preliminary Multi-Mission UAS Design. M.S. thesis, Delft University of Technology, Netherland, 2012.
- [2] Spyridon G. Kontogiannis and John A. Ekaterinaris, "Design, performance evaluation and optimization of a UAV," *Aerospace Science and Technology*, vol.29, April 2013, pp. 339–350, doi: 10.1016/j.ast.2013.04.005.
- [3] [Online] Available at: <http://ardupilot.org/plane/docs/common-apm25-and-26-overview.html#common-apm25-and-26-overview> [Accessed 19 Jan. 2017].
- [4] [Online] Available at: <https://pixhawk.org/> [Accessed 19 Jan. 2017].
- [5] [Online] Available at: <https://dev.px4.io/> [Accessed 19 Jan. 2017].
- [6] G. Sudha and S. N. Deepa, "Optimization for PID Control Parameters on Pitch Control of Aircraft Dynamics Based on Tuning Methods," *Applied Mathematics & Information Sciences*, Vol.10, Jan. 2016, pp. 343–350, doi:10.18576/amis/100136.
- [7] Seyma Akyurek, Gizem Sezin Özden, Emre Atlas, and Coşku Kasnakoglu, "Design of a Flight Stabilizer System and Automatic Control Using HIL Test Platform," *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*, Vol. 5, No. 1, Jan. 2016, pp. 77–81, doi: 10.18178/ijmerr.5.1.77-81
- [8] [Online] Available at: <https://www.mathworks.com/> [Accessed 19 Jan. 2017].
- [9] Mansoor Ahsan, Khalid Rafique, and Farrukh Mazhar, "Optimization based tuning of autopilot gains for a Fixed Wing UAV," *World Academy of Science, Engineering and Technology*, vol. 77, 2013, pp.781–786.
- [10] Nathan V. Hoffer, Calvin Coopmans, Austin M. Jensen, and YangQuan Chen, "A Survey and Categorization of Small Low-Cost Unmanned Aerial Vehicle System Identification," *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, vol. 74, April 2014, pp 129–145, doi: 10.1007/s10846-013-9931-6.
- [11] Mark B. Tischler and Robert K. Rempke, *Aircraft and Rotorcraft System Identification Engineering Methods with Flight Test Examples*. AIAA education series, 2006.
- [12] Downs J., Prentice R., Dalzell S., Besachio A., Ivler C.M., Tischler M.B., and Mansur M.H., "Control system development and flight test experience with the MQ-8B fire scout vertical take-off unmanned aerial vehicle (VTUAV)," *American Helicopter Society 63rd Annual Forum*. Virginia Beach, VA, 2007.
- [13] Parth Kumar and James E. Steck, "System Identification, HIL and Flight Testing of an Adaptive Controller on a Small Scale Unmanned Aircraft," *Proc. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, Jan. 2015, doi:10.2514/6.2015-1803.
- [14] Eric Tobias, Mark Tischler, Tom Berger, and Steven G. Hagerott, "Full Flight-Envelope Simulation and Piloted Fidelity Assessment of a Business Jet Using a Model Stitching Architecture," *Proc. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, Jan. 2015, doi:10.2514/6.2015-1594.
- [15] Eugene A. Morelli, "Low-Order Equivalent System Identification for the Tu-144LL Supersonic Transport Aircraft," *Journal of Guidance, control, and Dynamics*, vol. 26, 2003, pp. 354–362, doi:10.2514/2.5053.

## ประวัติผู้เขียน

นายวัชรพล แสงเพชร เกิดเมื่อวันที่ 16 มีนาคม พ.ศ.2536 ที่อำเภอคลองหาด จังหวัดสระแก้ว เริ่มต้นชั้นประถมศึกษาที่โรงเรียนสุภวิทย์ จังหวัดสระแก้ว จนกระทั่งระดับมัธยมศึกษาตอนปลาย ได้เข้าศึกษาต่อที่โรงเรียนเบญจมราชรังสฤษฎ์ จังหวัดฉะเชิงเทรา ต่อมาเมื่อปี พ.ศ.2554 ได้โควต้าศึกษาต่อในระดับอุดมศึกษา สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกลหลักสูตร วิศวกรรมอากาศยาน สำเร็จการศึกษาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิตในปี พ.ศ. 2557 ต่อมาได้เข้าศึกษาต่อในระดับบัณฑิตศึกษา วิศวกรรมเครื่องกลและระบบกระบวนการ ในขณะศึกษานั้นได้รับเลือกเป็นตัวแทนมหาวิทยาลัย เข้าร่วมโครงการ Global Project Based Learning 2015 (GPBL) ณ สถาบันเทคโนโลยีชิบะอุระ ประเทศญี่ปุ่น เป็นเวลา 9 วัน

ขณะศึกษาระดับบัณฑิตศึกษาได้รับมอบหมายให้เป็นผู้สอนในสาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล จำนวน 6 รายวิชาดังต่อไปนี้

1. Introduction Flight Training with Flight Simulator
2. Aerodynamics and Aircraft Structure Laboratory
3. Aircraft Maintenance and Aircraft System Laboratory
4. Engineering Graphic I
5. Engineering Graphic II

ผลงานวิจัย : ได้นำเสนอบทความจำนวน 2 บทความดังต่อไปนี้

1. บทความเรื่อง Conceptual Design of Fixed Wing-VTOL UAV for AED Transport ในการประชุมวิชาการ The 7<sup>th</sup> Thai Society of Mechanical Engineers-International Conference on Mechanical Engineering ระหว่างวันที่ 13-16 ธันวาคม พ.ศ.2559 จังหวัดเชียงใหม่ ประเทศไทย ดังปรากฏในภาคผนวก ข.
2. บทความเรื่อง Implementation of System Identification and Flight Control System for UAV ในการประชุมวิชาการ The 3<sup>rd</sup> International Conference on Control, Automation and Robotics ระหว่างวันที่ 22-24 เมษายน พ.ศ. 2560 ที่สถาบันเทคโนโลยี นาโกย่า เมืองนาโกย่า ประเทศญี่ปุ่น ดังปรากฏในภาคผนวก ข.